

DLR-IB-AT-KP-2017-143

**Systembetrachtung turbo-hybrider
und voll elektrischer primärer
Antriebssysteme am Beispiel eines
Regionalverkehrsflugzeugs**

Masterarbeit

Hendrik Gesell



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Zusammenfassung

In dieser Arbeit wird das Potential elektrischer und turbo-hybrider Antriebssysteme für die kommerzielle Luftfahrt analysiert. Dafür werden zunächst die Komponenten eines elektrischen Antriebsstrangs in Studien bezüglich der Wirkungsgrade sowie Energie- und Leistungsdichten untersucht. Als Vergleichsgrundlage wird ein Regionalflugzeug gewählt, dessen Triebwerke thermodynamisch modelliert werden. Sie stellen die Referenz für die anstehenden Vergleiche dar. Aufbauend auf die Erkenntnisse aus den Elektrostudien werden alternative Antriebskonfigurationen entworfen. Diese werden ebenfalls thermodynamisch modelliert und in den funktionalen Zusammenhang des Vergleichsflugzeugs eingebunden. Auf Basis von Flugmissionsanalysen werden die Konzepte mit der Referenz verglichen. So kann eine Konfiguration ermittelt werden, die auf kurzen Flugmissionen Einsparpotentiale gegenüber konventionellen Antrieben ermöglicht.

Abstract

In this thesis the potential of electric and turbo-hybrid engines for commercial aviation is analyzed. Therefore the components of electrical propulsion system are considered in studies focusing on efficiency as well as energy- and power densities. As a basis for comparison a regional aircraft is chosen, whose engines is reproduced with a performance model as the reference. Using the knowledge of the electric studies alternative propulsion configurations are designed. These are also calculated in performance models and integrated in the compared aircraft. Using flight mission calculations the concepts are compared to the reference engine. One configuration will be found, that enables savings in fuel consumption for short range flights.

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung / Abstract	II
Abbildungsverzeichnis	VI
Tabellenverzeichnis	X
Abkürzungen	XII
Formelzeichen	XIV
1. Einleitung	1
1.1. Motivation und Ziele	1
1.2. Vorgehensweise und Gliederung	2
2. Grundlagen	3
2.1. Anwendungsfall ATR72	3
2.2. Reichweitenentwicklung nach Breguet	4
2.3. GTlab	5
2.3.1. Hauptmodule	6
2.3.2. Leistungssynthese in GTlab Performance	6
2.4. Elektrisches Fliegen	7
2.4.1. Realisierte Projekte	7
2.4.2. Zukunftskonzepte	9
2.5. Komponenten eines elektrischen Antriebs	10
2.5.1. Elektromotoren	11
2.5.2. Getriebe	17
2.5.3. Energiespeicher	18
2.5.4. Leitungen	25
2.5.5. Leistungselektronik	29
2.5.6. Supraleitende Komponenten	30

3. Modellierung des Referenztriebwerks	32
3.1. Leistungsanforderungen an signifikanten Betriebspunkten	33
3.2. Aufbau des Iterationsschemas	35
3.3. Beschreibung der Triebwerkskomponenten im Design	36
3.4. Ergebnisse der Triebwerksmodellierung	37
3.4.1. Massenströme	37
3.4.2. Druckverhältnisse	38
3.4.3. Temperaturen	38
3.4.4. Wirkungsgrade	40
3.4.5. Spezifische Brennstoffverbräuche	41
4. Alternative Antriebskonfigurationen	42
4.1. Komponententechnologie	43
4.1.1. Technologielevel 2017	43
4.1.2. Extrapoliertes Technologielevel 2025	44
4.2. Turbo-elektrische Konzepte	45
4.2.1. Leistungsgeregelt	45
4.2.2. Direkt	47
4.3. Hybrid-elektrische Konzepte	49
4.3.1. Seriell	49
4.3.2. Parallel	52
4.4. Rein elektrisches Konzept	54
4.5. Auswirkungen auf das Flugzeuggewicht	55
4.6. Gegenüberstellung von Performancewerten	55
4.7. Unsicherheiten bei der Berechnung von Triebwerksmassen	58
4.8. Konzeptüberblick bei Technologielevel 2025	59
5. Flugmissionsrechnungen	61
5.1. Validierung	63
5.2. Variationsrechnung Landegewicht	64
5.3. Alternative Antriebskonfigurationen bei Technologielevel 2017	65
5.3.1. Treibstoffbedarf	65
5.3.2. Energiebedarf	67

5.3.3. Treibstoff-Massenstrom	68
5.3.4. Flugzeuggewicht	69
5.4. Emissionsverhalten	70
5.5. Alternative Antriebskonfigurationen bei Technologielevel 2025	72
6. Diskussion	74
7. Fazit und Ausblick	76
Literatur	79
Anhang	85
A. Herleitung der Reichweitenformeln	86
B. Korrelationen für Getriebemassen	89
C. Kennfelder bei der Triebwerksmodellierung	91
D. Thermodynamische Modelle der alternativen Antriebskonfigurationen	97
E. Erläuterungen zur Unsicherheitsanalyse	100
F. Angaben zur Vergleichsmission	104

Abbildungsverzeichnis

2.1. Regionalflugzeug ATR72	3
2.2. Reichweitenentwicklung abhängig vom Energiespeicher	4
2.3. Beispielhafte Elektroflugzeuge	8
2.4. Zukunftskonzept: Lilium Jet	9
2.5. Elektrische Konzeptstudien der Hersteller	10
2.6. Komponenten beim elektrischen Fliegen	10
2.7. Gliederung elektrischer Maschinen	11
2.8. Leistungsdichten von Elektromotoren in der Luftfahrt	14
2.9. Wirkungsgrade von Elektromotoren in der Luftfahrt	15
2.10. Entwicklungspotential der Leistungsdichte von Elektromotoren	16
2.11. Entwicklungspotential des Wirkungsgrades von Elektromotoren	16
2.12. Modularer Batterieaufbau	18
2.13. Aufbau von Basiszellen	19
2.14. Funktionsweise Li-Ionen-Batterie	19
2.15. Ragone Diagramm für Li-Ion-Zellen	20
2.16. Übersicht der Energiedichten verschiedener Zelltypen	22
2.17. Funktionsschema Li-S-Zelle	23
2.18. Lebensdauer Li-S-Zelle	24
2.19. Masse und Temperatur von Leitungen als Funktion der Spannung	27

2.20.	Masse der Leitung als Funktion der Länge	28
2.21.	Skin-Effekt in elektrischen Leitern	28
3.1.	Aufbau der Triebwerksbaureihe PW120	32
3.2.	Thermodynamisches Modell des Triebwerks DLR127	33
3.3.	Höhenprofil eines Regionalfluges	34
3.4.	Temperaturen im Triebwerksmodell	39
3.5.	Wirkungsgrade der Komponenten im Triebwerksmodell	40
3.6.	Spezifische Brennstoffverbräuche im Triebwerksmodell	41
4.1.	Prinzipskizze <i>tu-el lg</i> Antriebskonfiguration	46
4.2.	Prinzipskizze <i>tu-el dir</i> Antriebskonfiguration	47
4.3.	Prinzipskizze <i>hy-el se</i> Antriebskonfiguration	50
4.4.	Prinzipskizze <i>hy-el pa</i> Antriebskonfiguration	53
4.5.	Prinzipskizze <i>r-e</i> Antriebskonfiguration	54
4.6.	Auswirkungen der Antriebskonfigurationen auf die TSFC	56
4.7.	Verläufe der TSFC in Gasturbinen der Konfigurationen	57
4.8.	Ergebnisse der Unsicherheitsanalyse	59
5.1.	FL vs. Ma im Performance Deck DLR127	61
5.2.	Höhenprofil der Flugmission	62
5.3.	Treibstoffbedarf auf Referenzmissionen	64
5.4.	Treibstoffbedarf bei Variation des Landegewichtes	64
5.5.	Treibstoffbedarf mit alternativen Antriebskonfigurationen	66

5.6.	Energiebedarf auf der Vergleichsmission	67
5.7.	Primärenergieeinsatz für die Vergleichsmission	68
5.8.	Treibstoff-Massenstrom auf der Vergleichsmission	69
5.9.	Start- und Landegewichte der Vergleichsmission	70
5.10.	Emissionsverhalten auf der Vergleichsmission	71
5.11.	Treibstoffbedarf für Technologielevel 2017 und 2025	73
B.1.	Abschätzung von Getriebegewichten nach Grieb	89
B.2.	Abschätzung von Getriebegewichten nach Hendricks et al.	90
C.1.	Kennfeld des Mitteldruckverdichters	91
C.2.	Kennfeld des Hochdruckverdichters	92
C.3.	Kennfeld der Hochdruckturbine	93
C.4.	Kennfeld der Mitteldruckturbine	94
C.5.	Kennfeld der Leistungsturbine	95
C.6.	Kennfeld des Propellers	96
D.1.	Thermodynamisches Modell <i>tu-el lg</i> / <i>tu-el dir</i>	97
D.2.	Thermodynamisches Modell <i>hy-el se</i>	98
D.3.	Thermodynamisches Modell <i>hy-el pa</i>	99
E.1.	Sensitivitäten <i>tu-el lg</i>	101
E.2.	Sensitivitäten <i>tu-el dir</i>	101
E.3.	Sensitivitäten <i>hy-el se 10</i>	102
E.4.	Sensitivitäten <i>hy-el se 40</i>	102

E.5. Sensitivitåten <i>hy-el pa</i>	103
---	-----

Tabellenverzeichnis

2.1.	Merkmale ATR72	3
2.2.	Merkmale elektrischer Flugzeuge	8
2.3.	Merkmale von Lithium-Ionen-Batterien	20
2.4.	Übersicht gravimetrische Energiedichten von Energiespeichern	21
2.5.	Übersicht volumetrische Energiedichten von Energiespeichern	21
2.6.	Merkmale elektrischer Leiter	26
3.1.	Merkmale des Triebwerks DLR127	33
3.2.	Betriebspunkte zur Triebwerksmodellierung	35
3.3.	Iterationsschema Designpunkt	35
3.4.	Iterationsschema Offdesignpunkte	36
3.5.	Merkmale der Triebwerkskomponenten im Design	37
3.6.	Massenströme im Triebwerksmodell	38
3.7.	Druckverhältnisse im Triebwerksmodell	39
4.1.	Komponententechnologie 2017	44
4.2.	Angenommene Komponententechnologie 2025	45
4.3.	Massenauswirkungen <i>tu-el lg</i> Konzept	46
4.4.	Massenauswirkungen <i>tu-el dir</i> Konzept	48
4.5.	Massenauswirkungen <i>hy-el se 10</i> Konzept	51
4.6.	Massenauswirkungen <i>hy-el se 40</i> Konzept	52

4.7.	Massenauswirkungen <i>hy-el pa</i> Konzept	53
4.8.	Massenauswirkungen <i>r-e</i> Konzept	54
4.9.	Triebwerks- und Flugzeugmassen der Antriebskonfigurationen	55
4.10.	Triebwerks- und Flugzeugmassen bei Technologielevel 2025	60
5.1.	Angaben zur Emissionsberechnung	71
A.1.	Komponenten- und Gesamtwirkungsgrade	88
E.1.	Unsicherheiten der Eingangswerte	100
F.1.	Segmente der Flugmission	104

Abkürzungsverzeichnis

Abb.	Abbildung
AC	Wechselstrom
ACARE	Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe
Akku	Akkumulator
Alt	Altitude
BADA	Base of Aircraft Data
CAD	Computer Aided Design
Comp	Compressor
Cruise	Reiseflug
DC	Gleichstrom
EIS	entry into service
engl.	englisch
EoF	end of field
FAR	fuel to air ratio
FE	Finite Elemente
FL	flight level
GT	Gasturbine
GTlab	Gas Turbine Laboratory
HP	high pressure
hy-el pa	hybrid-elektrisch parallel
hy-el se	hybrid-elektrisch seriell
IAS	indicated air speed
IP	intermediate pressure
ISA	International Standard Atmosphere
Kfz	Kraftfahrzeug
LE	Leistungselektronik

Li-air	Lithium-Luft
Li-Ion	Lithium-Ionen
Li-S	Lithium-Schwefel
LP	low pressure
LW	landing weight
MLW	maximum landing weight
MTOW	maximum takeoff weight
nm	nautische Meile
OEI	one engine inoperativ
OEW	operational empty weight
OPR	overall pressure ratio
PSFC	power specific fuel consumption
r-e	rein elektrisch
ROC	rate of climb
SLS	sea level static
ToC	top of climb
TOW	takeoff weight
TSFC	thrust specific fuel consumption
Turb	Turbine
tu-el dir	turbo-elektrisch direkt
tu-el lg	turbo-elektrisch leistungsgeregelt
TW	Triebwerk
vgl.	vergleichsweise

Verzeichnis der Formelzeichen

Formelzeichen	Einheit	Benennung
A	m^2	Fläche
C_P	-	Leistungsbeiwert
D	N	Drag (Widerstandskraft)
ed	kJ/kg oder Wh/kg	energy density
F	N	Kraft bzw. Schub
F_N	N	Nettoschub
g	m/s^2	Gravitationskonstante
h	kJ/kg	spezifische Enthalpie
J	-	Fortschrittsgrad
L	N	Lift (Auftriebskraft)
L/D	-	Gleitzahl
l	m	Länge
m	kg	Masse
Ma	-	Machzahl
\dot{m}	kg/s	Massenstrom
n	1/min	Drehzahl
n_{red}	1/min	reduzierte Drehzahl
p	bar	Druck
P	-	Polpaarzahl
PW	kW	Leistung
pd	kW/kg	power density
$PSFC$	$\mu\text{g/J}$	leistungsspezifischer Kraftstoffverbrauch
R	Ω	elektrischer Widerstand
r	km	Reichweite
s	m	Strecke
T	K oder $^{\circ}\text{C}$	Temperatur
t	s	Zeit
$TSFC$	g/kNs	schubbezogener Kraftstoffverbrauch

Formelzeichen	Einheit	Benennung
U	V	elektrische Spannung
v	m/s oder km/h	Geschwindigkeit
β	-	Hilfskoordinate
δ	mm	Skintiefe
η	-	Wirkungsgrad
Π	-	Druckverhältnis
ρ	kg/m ³	Dichte
ρ_{el}	(Ω mm ²)/m	spezifischer elektrischer Widerstand

1. Einleitung

Der Verkehr ist neben der Industrie und der Energiewirtschaft einer der großen Verursacher für weltweite Treibhausgas-Emissionen. Die Luftfahrt trägt daran einen wesentlichen Anteil. Um die Belastung des Klimas langfristig zu senken und die Abhängigkeit vom Öl zu reduzieren, werden durch die Politik Ziele zur Minderung formuliert. Für die EU sind diese durch die Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe (ACARE) definiert und sehen eine flugzeugbezogene Reduzierung der CO₂ Emissionen um 75 % bis 2050 vor, verglichen mit dem Jahr 2000. [1]

Da die Entwicklungspotentiale herkömmlicher Turbofantriebwerke begrenzt sind, rücken alternative Antriebssysteme vermehrt in den Fokus der Forschung. Um Effizienzpotentiale zu identifizieren, werden auch neue Triebwerkskonfigurationen untersucht. Eine Möglichkeit, Triebwerke effizienter zu gestalten, stellt die Integration elektrischer Komponenten in den Antriebsstrang dar. Beispiele für die zunehmende mediale Beachtung elektrischer und hybrider Antriebe sind in [2] [3] gegeben. Besonders im Fokus stehen hier die Anforderungen an Leistungsdichte und Sicherheit.

1.1. Motivation und Ziele

Für Kleinflugzeuge im Bereich der allgemeinen Luftfahrt gibt es bereits einige flugfähige Objekte, die mit elektrischen Antriebssystemen ausgestattet sind. In größeren Leistungsklassen haben elektrische Antriebe noch keinen Einzug erhalten. In der vorliegenden Arbeit wird anhand einer Potentialstudie untersucht, inwieweit Antriebssysteme mit elektrischen Komponenten auch in der kommerziellen Luftfahrt eingesetzt werden können und ob diese eine Reduzierung der Umwelteinflüsse in kommerziell betriebenen Regionalflugzeugen bewirken können. Dazu werden unter anderem Auswirkungen auf die Gasturbine und das Flugzeug betrachtet.

Nach einer Einarbeitung in das Thema „elektrisches Fliegen“ und einer Recherche zu bisher entwickelten Flugzeugen und Zukunftskonzepten soll zu den Komponenten Elektromotor, Batterie, Leitungen und Leistungselektronik jeweils eine Studie durchgeführt werden. Der Schwerpunkt liegt auf der Ermittlung der Energie- und Leistungsdichten sowie den Wirkungsgraden. Darüber hinaus sollen wichtige Einflussparameter identifiziert wer-

den. Mit Hilfe dieser Grundlagen werden verschiedene elektrische Antriebskonfigurationen entwickelt, die in das Vergleichsflugzeug integriert werden sollen. Diese umfassen neben dem konventionellen Referenztriebwerk turbo-elektrische, hybrid-elektrische und ein rein elektrisches Konzept. Ein Vergleich der unterschiedlichen Konzepte findet auf Basis von Flugmissionsrechnungen statt. Dazu wird eine Kurzstreckenmission herangezogen. Neben den Treibstoffbedarfen sollen die verursachten Emissionen betrachtet werden.

1.2. Vorgehensweise und Gliederung

Zunächst werden zu jeder elektrischen Komponente grundlegende Studien durchgeführt. Darin sollen neben dem grundsätzlichen Funktionsprinzip der aktuelle Stand der wichtigsten Parameter ermittelt und Entwicklungspotentiale für die Zukunft identifiziert werden. Hierzu werden Literaturdaten herangezogen und Experteninterviews durchgeführt. Diese Studien sind neben einem Überblick über elektrisches Fliegen der Inhalt des Kapitels 2. In Kapitel 3 wird beschrieben, wie das Referenzmodell entwickelt wird, das als Vergleichsgrundlage für Antriebssysteme mit elektrischen Komponenten dient. Kapitel 4 zeigt die erarbeiteten alternativen Antriebskonfigurationen. Der Schwerpunkt liegt auf Antrieben, die mit heutigem Technologielevel umsetzbar sind. Um den Einfluss weiterentwickelter Komponenten zu zeigen, gibt es einen kurzen Ausblick mit extrapoliertem Technologielevel. In Kapitel 5 wird das Vorgehen bei den Flugmissionsanalysen beschrieben. Die Ergebnisse zeigen, welche alternativen Antriebssysteme das Potential haben, weniger Treibstoff zu verbrennen. Kapitel 6 und 7 bilden mit Diskussion und Fazit den Abschluss.

2. Grundlagen

Dieses Kapitel beinhaltet eine Einordnung des elektrischen Fliegens und den aktuellen Stand der Technik. Um Konzepte für künftige Flugzeuge erarbeiten zu können, werden die Komponenten, die ein elektrisches Flugzeug beinhaltet, ausführlich betrachtet. Zudem sollen Leistungsgrenzen und Entwicklungspotentiale aufgezeigt werden.

2.1. Anwendungsfall ATR72

Die in dieser Arbeit ermittelten Potentiale für regionale Verkehrsflugzeuge werden anhand eines konkreten Beispiels ermittelt. Die Wahl fällt auf das Flugzeug ATR72 (siehe Abbildung 2.1), was folgend kurz beschrieben wird.



Abbildung 2.1: Regionalflugzeug ATR72 [4]

Der Hersteller ist ein französisch-italienisches Konsortium (Avions de Transport Regional). Das Flugzeug ist von zwei Turbo-Prop Triebwerken (PW127 - näher erläutert im Kapitel 3) angetrieben. Weitere technische Daten sind in Tabelle 2.1 dargestellt. Bezüglich der Reichweiten sind für regionale Flugzeuge deutlich kürzere Flugmissionen als die hier angegebene maximale Reichweite von beispielsweise 200 nm oder 300 nm (370,4 km bzw. 555,6 km) typisch.

Tabelle 2.1: Merkmale ATR72 [5]

Parameter	Formelzeichen	Wert
Passagiere	PAX	72
Reichweite	r	1500 km
Höchstgeschwindigkeit	v_{max}	510 km/h
maximale Startmasse	$MTOW$	21.500 kg
Leergewicht	OEW	13.000 kg

2.2. Reichweitenentwicklung nach Breguet

Bei der Konzeptionierung elektrischer Flugzeuge ist der kritischste Punkt die Bereitstellung der für eine Flugreise nötigen Energie. Die Kapazitäten aktuell verfügbarer Energiespeicher ermöglichen keine vergleichbaren Flugleistungen bzw. Reichweiten wie der herkömmliche Antrieb mit Brennstoffen. Um diese Einschränkungen aufzuzeigen, werden folgend die Formeln für Reichweiten eines mit Treibstoff betriebenen (Gleichung 2.1) und eines elektrischen Flugzeugs (Gleichung 2.2) aufgezeigt. Deren Herleitungen befinden sich in Anhang A.

$$r_{fuel} = \Delta h_{fuel} \cdot \eta_{total} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{g} \cdot \ln \frac{1}{1 - m_{fuel}/m} \quad (2.1)$$

$$r_{electric} = ed_{battery} \cdot \eta_{total} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{m_{battery}}{m} \quad (2.2)$$

Beim Fliegen mit Treibstoff verringert sich die Flugzeugmasse während des Fluges durch den Treibstoffverbrauch. Diesen Vorteil hat das Fliegen mit elektrischer Energie nicht. Hier ist die Masse beim Landen identisch mit der Startmasse. Abbildung 2.2 zeigt einen Plot der Reichweiten, abhängig von der gravimetrischen Energiedichte.

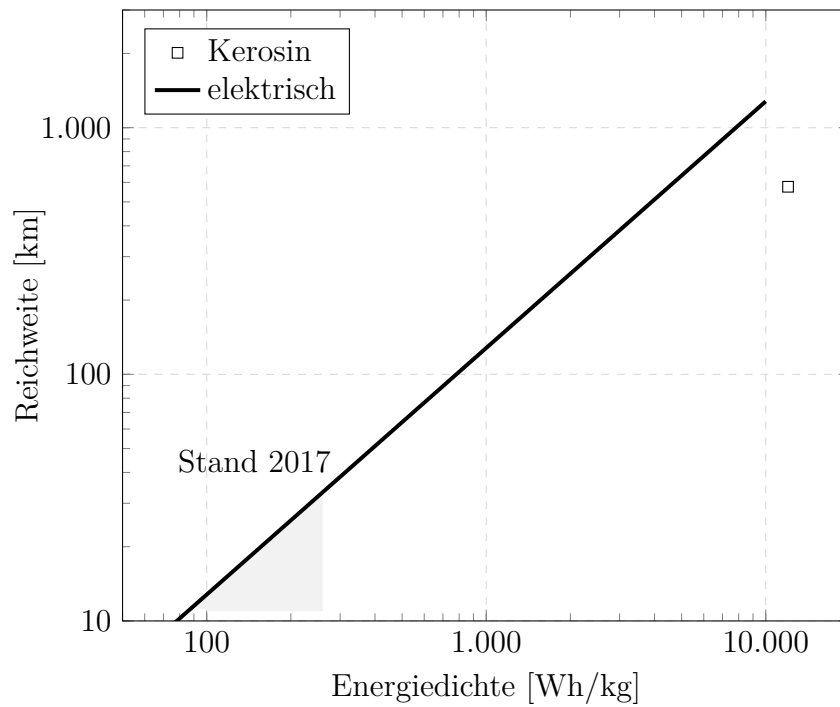


Abbildung 2.2: Reichweitenentwicklung abhängig vom Energiespeicher

Für elektrisch bereitgestellte Energie ergibt sich eine lineare Abhängigkeit. Für Flugzeuge,

die durch eine Gasturbine angetrieben werden, ist aufgrund des nicht variablen Energiegehalts des Kerosins nur ein Punkt im Diagramm eingetragen. Die Massen und das L/D-Verhältnis sind entsprechend einer Kurzstreckenmission der ATR72 gewählt. Werte für Energiedichten sind im Kapitel 2.1 angegeben und Wirkungsgrade sind überschlägig angenommen. Der Gesamtwirkungsgrad beim elektrischen Fliegen ist mit $\eta_{total} = 0,81$ wesentlich höher angenommen als beim Antrieb durch eine Gasturbine ($\eta_{total} = 0,36$). Eine Erläuterung der Wirkungsgrade befindet sich in Anhang A. Der Bereich aktuell verfügbarer Batterien ist eingefärbt. (Stand 2017)

Die angegebenen Gleichungen beschreiben nur den Reiseflugzustand. Eine reale Flugmission beinhaltet zusätzlich den Steig- und Sinkflug sowie die Phasen am Boden im Flughafenbereich. Diese werden in der hiesigen Abschätzung nicht berücksichtigt. Durch sie würden sich die Reichweiten noch einmal deutlich verkürzen, da der Cruise (Reiseflug) Zustand auf Regionalflügen nicht sehr lange gehalten wird. Zusätzlich sind keine Reserven für etwaige Umwege oder Routen zu einem Ausweichflughafen berücksichtigt.

Die Graphik zeigt auch, dass mit aktuell verfügbaren Energiedichten elektrischer Speicher die Reichweiten noch sehr niedrig sind. Unter den hier angenommenen Bedingungen kann folglich keine Flugmission bewältigt werden. Die Batteriemassen sind hier entsprechend des benötigten Treibstoffs für eine 300 nm Mission gewählt. Sie im Rahmen der Möglichkeiten des Flugzeugs zu erhöhen, ließe noch eine gewisse Steigerung der Reichweiten zu. Das Thema Energiespeicher wird im Kapitel 2.5.3 näher beleuchtet.

Durch den Unterschied der Gesamtwirkungsgrade ist die erforderliche Energiedichte elektrischer Speicher, um die gleiche Reichweite abzudecken, erkennbar niedriger als die von Kerosin.

2.3. GTlab

Ein Großteil der in der Arbeit beschriebenen Rechnungen werden mit dem Programmsystem Gas Turbine Laboratory (GTlab) durchgeführt. Diese Umgebung ist für die Simulation und den Vorentwurf von Flugtriebwerken und Gasturbinen ausgelegt und wird am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) entwickelt. Es ist modular aufgebaut, basierend auf einem objektorientiertem Ansatz, um ein hohes Maß an Erweiterbarkeit und Flexibilität zu bieten.

2.3.1. Hauptmodule

Das Programm besteht aus den drei folgenden Hauptmodulen:

- In der *Performance* wird ein Entwurf thermodynamisch betrachtet. Dazu wird ein System in seine Komponenten aufgeteilt und diese entsprechend verknüpft. Mit Hilfe des so entstandenen Performance-Modells lassen sich einzelne Betriebspunkte und Flugmissionen berechnen.
- Das *SketchPad* ist die Schnittstelle zwischen thermodynamischem Modell und der Komponentenvorauslegung. Hier werden bereits erste schnelle Berechnungsverfahren angewandt. Die wichtigsten Eigenschaften des Triebwerks können so bereits abgeschätzt werden.
- Das Modul *PreDesign* erhöht den Detaillierungsgrad des Entwurfs, und es können verschiedene Tools angebunden werden. Es beinhaltet eine CAD ähnliche Oberfläche, so dass technische Lösungen visualisiert werden können. [6]

2.3.2. Leistungssynthese in GTlab Performance

In dieser Arbeit wird hauptsächlich das Performancemodul verwendet. Daher wird die hier zugrunde liegende Berechnungsmethode — die Leistungssynthese — in diesem Abschnitt erläutert.

Die hier angewandten Verfahren sind modular aufgebaut. Das Triebwerk wird im Modell in Komponenten aufgeteilt. Diese sind unter anderem Fan oder Propeller, Kompressoren, Brennkammer, Turbinen, Düse und Wellen sowie das Sekundärluftsystem. Weitere Komponenten können Totaldruckverluste aufprägen, die beispielsweise durch Umlenkungen entstehen. Die Komponenten werden im Performancemodell entsprechend ihrer Anordnung im Triebwerk verbunden. Ihr Verhalten wird bei der Berechnung in eigenen Modulen erfasst, die jeweils über verschiedene Modellierungsansätze verfügen. Drehzahlen und Massenströme werden über Kennfelder der Komponenten mit den thermodynamischen Zustandsgrößen verbunden. Im Synthesemodell entsprechen die Eintrittsbedingungen einer Komponente den Austrittsbedingungen der vorangegangenen. Durch Vorgabe der Ein- und Austrittsbedingungen des Triebwerks ist die iterative Berechnung des Gesamtsystems möglich. Das Konvergenzverhalten dabei ist unter anderem von abgeschätzten Startwerten

abhängig. Die Ausgabewerte sind Leistungsdaten des Triebwerks wie Schub, Treibstoff-Massenstrom und Wirkungsgrade sowie die thermodynamischen Zustandsgrößen und Massenströme aller Stationen. [7]

Verschiedene Betriebspunkte können als *Design* oder *Offdesign* gerechnet werden, wobei sich ein Offdesign- immer auf einen Designpunkt beziehen muss. Für den Designpunkt wird das Verhalten der Komponenten vorgegeben (beispielsweise Druckverhältnisse und Wirkungsgrade). Im Offdesign ergibt sich das Verhalten aus dem iterativen Prozess der Leistungssynthese, bei dem Gleichgewichte wie die Leistung der Wellen erfüllt sein müssen. Abhängig vom Design wird, mithilfe der Lage eines Offdesignpunktes im Kennfeld, das Zusammenspiel aus Drehzahl, Massenstrom und Wirkungsgrad bestimmt. Betriebspunkte, die berechnet werden sollen, werden in Kalkulatoren angelegt. Darin können Randbedingungen definiert werden und Variablen für das Berechnungsschema als *Dependent* (Bekannte) oder *Independent* (Unbekannte) angelegt werden. Damit das Gleichungssystem geschlossen ist, müssen gleich viele Dependent und Independent gewählt sein. Zur Berechnung von Betriebslinien kann im Kalkulator ein Lastparameter gewählt werden, der in einem definierten Spektrum variiert. [8]

2.4. Elektrisches Fliegen

Ähnlich wie im automobilen Bereich gewinnt auch in der Luftfahrt das Thema hybrider und elektrischer Antriebe zunehmend an Interesse. Sowohl die großen Flugzeughersteller als auch einige Forschungseinrichtungen und kleinere Unternehmen haben bereits flugfähige Objekte präsentiert, die sehr unterschiedliche Konzepte verfolgen. Dieser Abschnitt soll einen Überblick über bereits umgesetzte Projekte und Zukunftsstudien geben.

2.4.1. Realisierte Flugzeug Projekte

Eine Auswahl von bereits fliegenden Objekten ist in Abbildung 2.3 zu sehen. Tabelle 2.2 stellt technische Daten einer größeren Auswahl gegenüber. Im oberen Teil der Tabelle sind Flugzeuge dargestellt, die ihre Leistung durch einen Stromspeicher beziehen, der am Boden geladen wurde. Unterhalb der ersten gestrichelten Linie befinden sich Flugzeuge, die den Strom während des Fluges erzeugen. Die Solare Impulse stellt ihn durch auf den Tragflächen angebrachte Solarmodule bereit, der Antares DLR-H2 durch eine Brennstoffzelle. Im

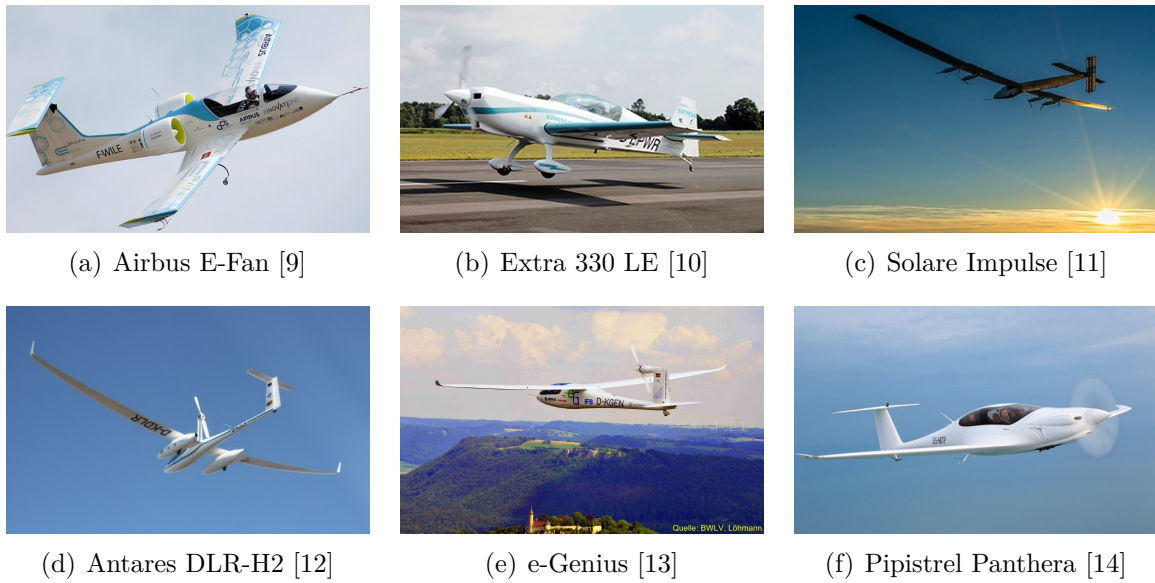


Abbildung 2.3: realisierte Elektroflugzeuge

unteren Teil sind hybride Flugzeuge aufgeführt. Sie generieren Strom mit Hilfe einer Gasturbine und verfügen daher über größere Reichweiten.

Tabelle 2.2: Merkmale elektrischer Flugzeuge

	Leistung	Reichweite	Sitzplätze	v_{max}	MTOW
Flugzeug	kW	km	-	km/h	kg
<u>Batterie</u>					
Airbus E-Fan [15]	60	100	2	220	
Extra 330 L E [10]	260		1	340	1.000
Alpha Electro [16]	85		2		
SportStar EPOS [17]	50	150	2	260	600
<u>mobile Stromerzeugung</u>					
Solare Impulse [11]	29,4	> 7.500	1	216	2.300
Antares DLR-H2 [12]		> 750	1	176	875
<u>hybrid</u>					
e-Genius [13]	60	> 400	2		850
Panthera [14]		1.850	4	370	1.200

Anhand der Daten ist erkennbar, dass die Flugzeuge sehr unterschiedliche Potentiale aufweisen. Während die Solare Impulse bereits beachtliche Reichweiten zurücklegt, ist die Extra 330 LE ein sehr sportlich ausgelegtes Modell, das mehrere Weltrekorde hält. Beim Vergleich der Flugzeuge ist klar erkennbar, dass die technischen Möglichkeiten derzeit maximal gute Eigenschaften in einer Disziplin zulassen. Die Solare Impulse bewältigt große Strecken, ist dafür aber langsam und an moderate Wetterbedingungen gebunden. Die

Extra 330 LE verfügt über eine hohe Antriebsleistung, ermöglicht demzufolge aber nur sehr kurze Flugzeiten von deutlich unter einer Stunde [18]. Alle dargestellten Flugzeuge können, mit Ausnahme der hybrid angetriebenen Panthera, maximal zwei Personen an Bord aufnehmen. Die bewegte Masse ist also überall stark limitiert.

Alle hier aufgeführten elektrischen Flugzeuge können der allgemeinen Luftfahrt zugeordnet werden. Im kommerziellen Luftverkehr sind noch keine elektrischen Komponenten am Vortrieb beteiligt.

2.4.2. Zukunftskonzepte für elektrische Flugzeuge

Der Lilium Jet (siehe Abbildung 2.4) ist für 5 Personen konzipiert. Seine Besonderheit sind eine Vielzahl elektrischer Antriebe, die über den Flügel verteilt sind. Da diese schwenkbar angebracht sind, kann der Jet senkrecht starten und landen.



Abbildung 2.4: Lilium Jet [19]

Es soll eine Geschwindigkeit von $v = 300 \text{ km/h}$ erreicht werden, und die Reichweite soll $r = 300 \text{ km}$ betragen. Ein unbemannter Testflug eines Prototyps hat bereits stattgefunden. Der erste Passagiertransport ist für 2025 geplant. [19]

Auch die großen Flugzeughersteller haben zum Thema elektrisches Fliegen bereits Forschungen angestellt und jeweils Konzepte veröffentlicht. Eine Auswahl von Projekten für die fernere Zukunft ist in Abbildung 2.5 zu sehen.

Das E-Thrust Konzept von Airbus sieht ein hybrides Antriebssystem vor. In einem zentralen Turbotriebwerk wird mittels Generator Strom erzeugt. Im Takeoff wird dieser durch Strom aus einem Akku ergänzt. Der Vortrieb wird durch elektrisch betriebene Fantriebwerke erzeugt. Die Turbineinheit zur Bereitstellung der elektrischen Energie kann so immer nah am besten Wirkungsgrad betrieben werden. Da das Konzept von supraleitenden Komponenten

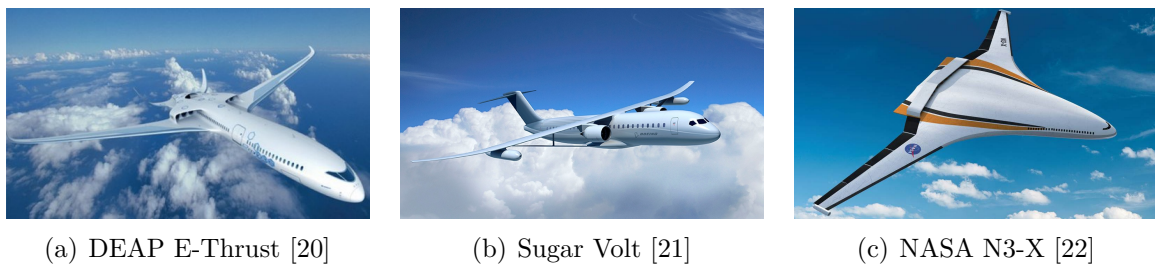


Abbildung 2.5: Konzeptstudien der Hersteller

ausgeht (Näheres im Abschnitt 2.5.6), entstehen durch die mehrfache Energiewandlung kaum Verluste. [20]

Im Sugar Volt Projekt von Boeing wird ein anderer hybrider Ansatz verfolgt. Hier soll ein konventionelles Triebwerk durch einen Elektromotor ergänzt werden. Die elektrische Energie soll einem Akku entnommen werden, dessen Größe variabel an die Missionslänge anpassbar ist. [21]

Das Nasa Projekt N3-X basiert neben hybrider Antriebstechnologie auf einer komplett neuen Flugzeugarchitektur. Diese ermöglicht die verteilte Anordnung vieler Antriebseinheiten — *distributed propulsion*. So entstehen aerodynamische Vorteile, die eine verbesserte Emissionsbilanz ermöglichen. Auch hier wird von supraleitenden Komponenten ausgegangen, was die Machbarkeit weit in die Zukunft verschiebt. [22]

2.5. Komponenten eines elektrischen Antriebs

Zur Integration elektrischer Komponenten in den Antriebsstrang können, je nach Antriebskonzept, die in Abbildung 2.6 benannten Komponenten benötigt werden.

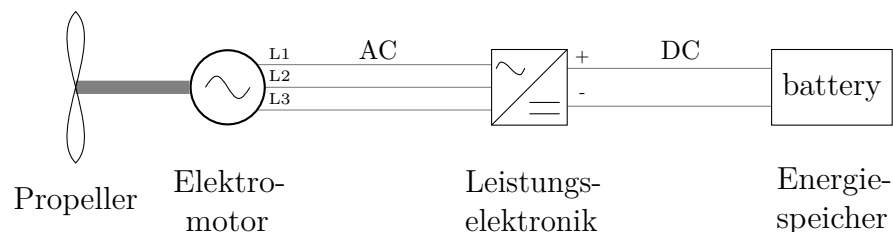


Abbildung 2.6: Komponenten beim elektrischen Fliegen

Auf dessen Bedeutung, Funktion und Aussichten in der Entwicklung wird in den folgenden Abschnitten detaillierter eingegangen.

Vorwegnehmend sei hier erwähnt, dass eine separierte Auslegung einzelner Komponenten

nicht sinnvoll ist. Alle einzelnen Funktionen und Eigenschaften müssen in Bezug auf das Gesamtsystem abgestimmt sein.

2.5.1. Elektromotoren

In diesem Abschnitt wird ein Überblick über den Aufbau und die Funktion von elektrischen Maschinen gegeben. Anschließend wird auf die für die Luftfahrt wichtigsten Merkmale, die Leistungsdichte und die Effizienz, eingegangen.

Funktionsweise und Bauarten Zur Erzeugung einer Drehbewegung basieren alle Elektromotoren auf dem gleichen physikalischen Prinzip: Auf stromdurchflossene elektrische Leiter wirkt eine Kraft, wenn sie sich im Magnetfeld befinden. Dieses Prinzip funktioniert auch andersherum. Wenn durch eine Kraft der Stromfluss erregt wird, arbeitet die Maschine im Generatorbetrieb.

Die Erzeugung des Magnetfelds ist das erste Unterscheidungsmerkmal. Es kann durch Dauermagneten oder elektrisch erzeugt werden. Zur Gliederung der elektrischen Maschinen gibt es eine Vielzahl weiterer Unterscheidungsmerkmale. Hier werden die elektrischen Maschinen wie in Abbildung 2.7 unterteilt. Aufgrund der Vielzahl an Ausführungsmöglichkeiten, erhebt diese Gliederung keinen Anspruch auf Vollständigkeit. Jede Unterart verfügt noch über eigene spezielle Bauformen.

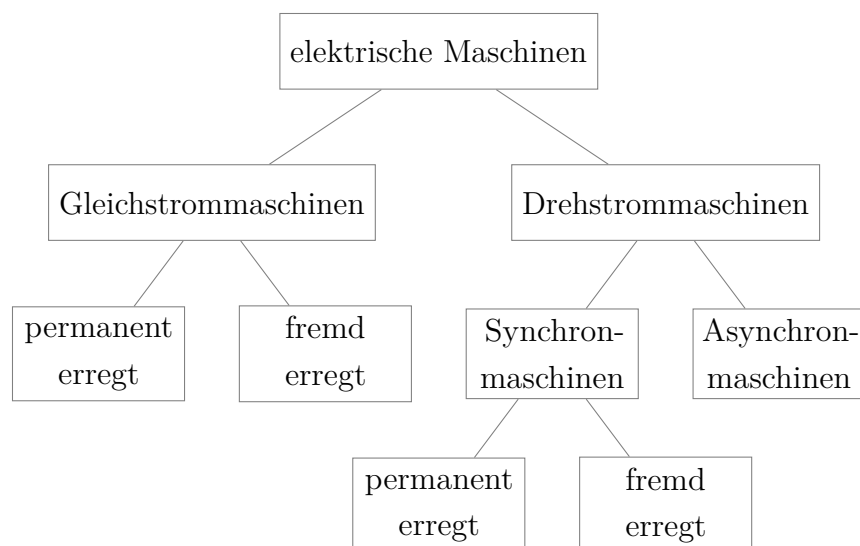


Abbildung 2.7: Gliederung elektrischer Maschinen

Übergreifend wird für alle Maschinentypen der Motor in Rotor und Stator unterteilt. Der

Rotor stellt die sich drehenden Komponenten dar, der Stator die festen. Ist der Rotor innerhalb des Stators, spricht man vom *Innenläufer*, andernfalls vom *Außenläufer*. Diese Anordnung hat Einfluss auf das Betriebsverhalten, da Außenläufer durch höhere Trägheitsmomente ein anderes dynamisches Verhalten aufweisen.

Die *Gleichstrommaschine* ist vergleichsweise einfach aufgebaut. Aus Batterien bereitgestellter Strom ist in ihr direkt nutzbar, was die Regelung stark vereinfacht.

In permanent erregten Maschinen wird das Magnetfeld durch einen Dauermagneten erzeugt. Bei elektrischer (fremder) Erregung entsteht es durch Stromfluss in Wicklungen. Als Antrieb werden Gleichstrommotoren fast ausschließlich in elektrischen Fahrrädern eingesetzt, da sie nicht wartungsfrei sind und durch Schleifkontakte einen Wärmeeintrag im Inneren haben. Die Schleifkontakte sind für die Umschaltung der Pole zuständig (Kommutierung). In neueren Gleichstrommotoren wird in der Motorsteuerung elektronisch kommutiert. Von der Bauart gibt es bei der permanent erregten Maschine dann keinen Unterschied mehr zum unten beschriebenen permanent erregten Drehstrommotor. Das einzige Unterscheidungsmerkmal ist die Art der Kommutierung: Sinusförmig beim Drehstrommotor vs. blockförmig beim Gleichstrommotor.

Um *Drehstrommotoren* zu betreiben, ist ein mindestens dreiphasiges Drehstromnetz notwendig. Die versetzt laufenden Phasen erzeugen ein mit der Netzfrequenz umlaufendes Magnetfeld im Stator, das die Bewegung des Rotors bewirkt. Die Drehzahl wird durch die Zahl der Polpaare und die Netzfrequenz beeinflusst.

In *Synchronmaschinen* ist das Drehfeld immer synchron zum Rotor. Die Klassifizierung nach permanent oder fremd erregt muss auch bei Drehstrommotoren vorgenommen werden. Permanent erregte Maschinen brauchen leistungsfähige Magnete, die aufgrund ihrer Rohstoffe nur begrenzt vorhanden sind. Bei elektrischer Erregung wird ein Teil des Stroms zur Erzeugung des Drehfelds benötigt, was Schleifkontakte erfordert und Einbußen beim Wirkungsgrad mit sich bringt.

Asynchronmaschinen arbeiten mit versetzten Magnetfeldern. Die Relativbewegung zwischen den Magnetfeldern ist für die Induktion notwendig. Laufen die Magnetfelder in einer Asynchronmaschine synchron, ist das Moment null. Die Asynchronizität ist bei dieser Bauart namensgebend. Asynchronmaschinen sind sehr robust, haben jedoch Nachteile beim Wirkungsgrad und Gewicht gegenüber Synchronmaschinen. [23] [24]

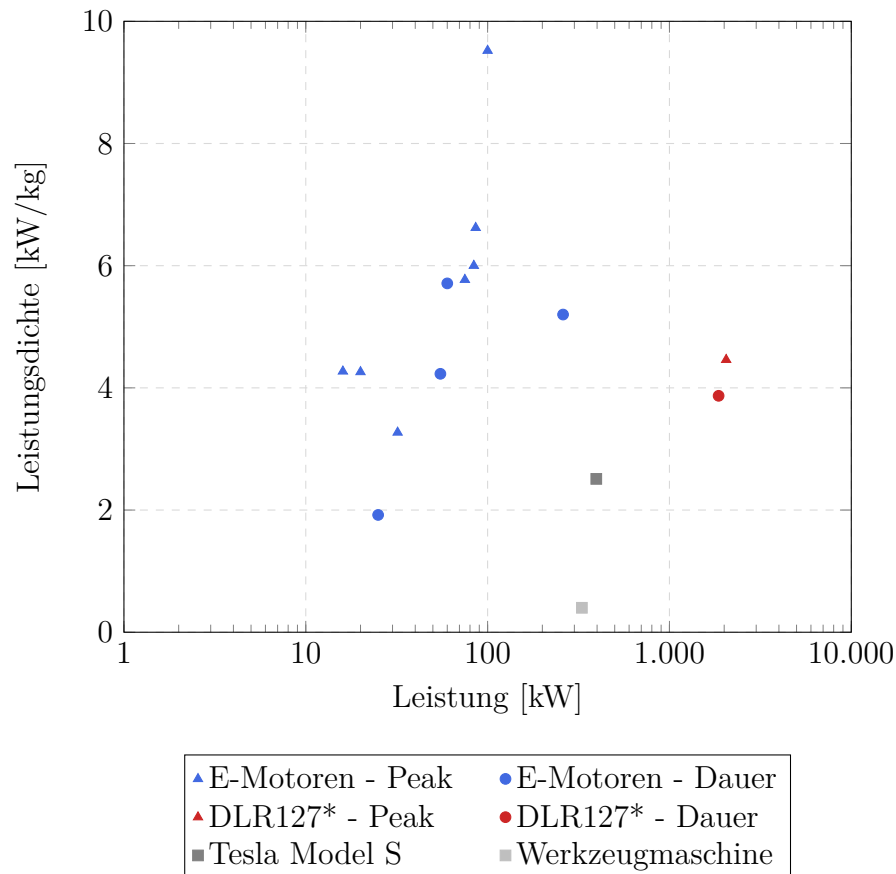
Anwendung finden die Drehstrommotoren zum Beispiel im Bereich elektrischer Kraftfahrzeuge. Die permanent erregten Synchronmotoren sind hier aufgrund ihrer Vorteile in Wirkungsgrad und Leistungsdichte am weitesten verbreitet. Die Gewichtsvorteile liegen in der Größenordnung 10 - 15 % [25]. Aufgrund dieser Vorteile werden hier im Weiteren permanent erregte Synchronmaschinen betrachtet. Im Betrieb ist eine Leistungselektronik erforderlich, die Frequenz, Spannung und Strom richtig einstellt. Die Spannungen liegen in der Regel in einer Größenordnung von 400 V [23].

Die Leistungsangaben können sich bei Elektromotoren auf Spitzen- (Peak-) und Dauerleistung beziehen. Die Spitzenleistung kann nur über einen begrenzten Zeitraum aufrecht gehalten werden, da sonst eine Überhitzung des Motors und der Leistungselektronik droht. Das Leistungsverhalten lässt sich bei Elektromotoren verglichen mit Verbrennungsmotoren durch die Leistungselektronik relativ frei gestalten. Im Kfz-Bereich ist es beispielsweise üblich, in unteren Drehzahlen das Moment konstant zu halten und oberhalb einer Eckdrehzahl die Leistung zu fixieren.

Ein für die Auslegung von Luftfahrtmotoren wichtiger Zusammenhang ist die Paschenabhängigkeit. Sie besagt, dass die Durchschlagspannung in einem homogenen Feld eine Funktion des Drucks und des Elektrodenabstands ist [26]. Dieser Zusammenhang muss bei der Auslegung beachtet werden, um bei steigender Flughöhe einen Durchschlag zu vermeiden.

Leistungsdichte Die gravimetrische Leistungsdichte ist der Quotient aus Leistung und Masse. Die volumetrische Leistungsdichte wird entsprechend mit dem Volumen eines Motors bestimmt. Wird für ein gegebenes Flugzeug von einer erforderlichen Leistung für das Triebwerk ausgegangen, ist die Leistungsdichte der entscheidende Parameter, der die Größe und vor allem das Gewicht des Antriebs bestimmt.

In dieser Studie werden Leistungsdichten der Antriebe von elektrisch angetriebenen Flugzeugen recherchiert und verglichen (Ergebnisse siehe Abbildung 2.8). Einschränkend muss angemerkt werden, dass es keine einheitliche Definition gibt, welche Komponenten der elektrischen Maschine angehören. Das betrifft beispielsweise die Leistungselektronik oder Kühlaggregate. Letztere sind bei Motoren mit hoher Leistungsdichte erforderlich, um ein Überhitzen der Maschine zu verhindern. Da derart gewichtsoptimierte Elektromotoren noch



* DLR127: Referenztriebwerk, Beschreibung in Kapitel 3

Abbildung 2.8: Leistungsdichten von Elektromotoren in der Luftfahrt

nicht lange im Fokus der Entwicklungen stehen, konnten zu den Kühlkomponenten keine aussagekräftigen Daten ermittelt werden. Die Ergebnisse sind folglich mit Unsicherheiten verbunden, da Gewichte von Subkomponenten nicht ohne Weiteres herausgefunden werden können. Um die recherchierten Werte einordnen zu können, sind Leistungsdichten des Triebwerks, das als Referenz bei folgenden Rechnungen dient, eines Elektromotors im Kfz-Bereich und eines Antriebs einer Werkzeugmaschine angegeben. Je nach Verfügbarkeit der Daten sind im Diagramm Peak- und Dauerleistungen der Elektromotoren dargestellt. Die Leistungsdichten der Motoren sind vergleichbar mit denen des Referenztriebwerks und liegen teilweise noch darüber. Der ausschlaggebende Unterschied ist, dass elektrische Antriebe noch nicht in der gleichen Leistungsklasse verfügbar sind. Die erforderliche Leistung zum Antrieb eines Regionalflugzeugs muss also entweder durch mehrere Motoren aufgebracht werden. Oder elektrische Maschinen müssen in größere Leistungsklassen skaliert werden. Mit dieser Fragestellung befasst sich der Abschnitt 2.5.1.

Effizienz Die Effizienz von Elektromotoren ist in der EU gesetzlich geregelt. Es gibt verschiedene Klassen, die regulieren, welche Motoren für den Verkauf zugelassen sind. Die Effizienz von Elektromotoren ist von der Leistungsklasse abhängig. [27]

Abbildung 2.9 gibt einen exemplarischen Überblick über Wirkungsgrade von Elektromotoren, die in der Luftfahrt eingesetzt werden.

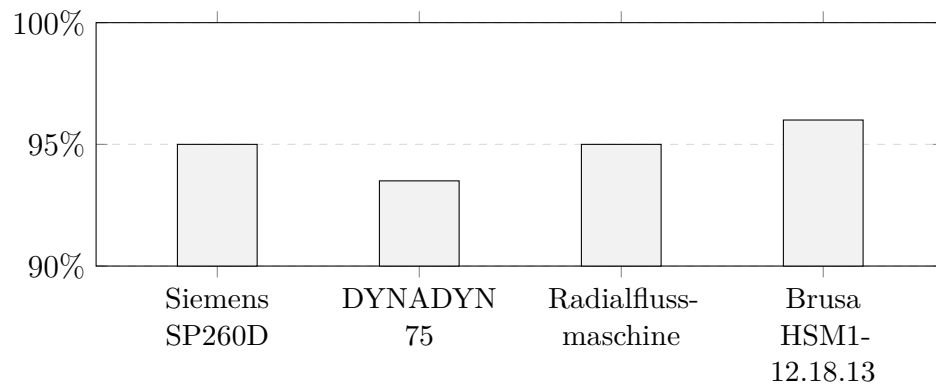
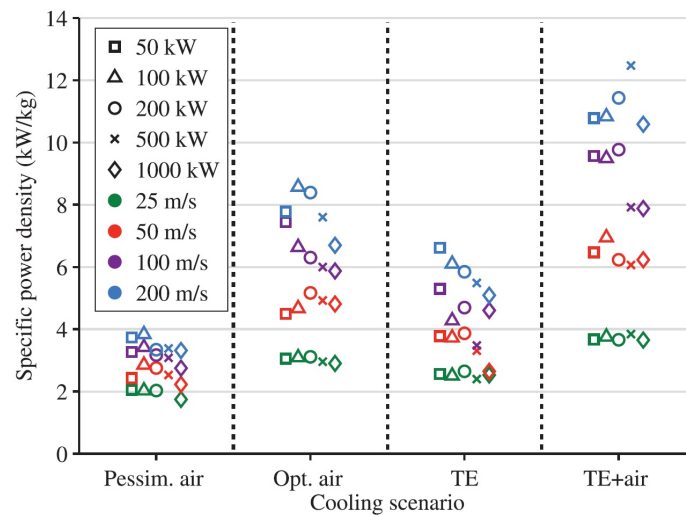


Abbildung 2.9: Wirkungsgrade von Elektromotoren in der Luftfahrt [28] [29] [30]

Ein weiterer Einfluss für den Wirkungsgrad einer permanent erregten Synchronmaschine ist die Kühlung. Durch sie wird die in Wicklungen entstehende Wärme abgeführt. Das Zusammenspiel von Leistungsdichte und Effizienz wird im folgenden Abschnitt weiter beschrieben.

Entwicklungspotentiale Den größten Einfluss auf die Leistungsdichte elektrischer Maschinen hat die Kühlung, gefolgt von der Umfangsgeschwindigkeit des Rotors und der Leistungsklasse der Maschine. Das Zusammenspiel dieser Größen wurde in einer Untersuchung ermittelt, die auf FE-Modellen basiert. Ergebnisse mit guter Genauigkeit werden durch die Kombination aus elektromagnetischer und thermischer Simulation erzielt, sind jedoch aufwändig. Die in Abbildung 2.10 dargestellten Ergebnisse dienen einer Vorabschätzung.

Für die Kühlung sind — farblich gekennzeichnet — verschiedene Szenarien zugrunde gelegt. Diese sind zwischen einer pessimistischen (reine Luftkühlung) und einer optimistischen Annahme (Flüssigkeitskühlung + Luftkühlung) abgestuft. [31] Eine zu erwartende realistische Entwicklung liegt wahrscheinlich zwischen den extremen Szenarien. Die Grafik zeigt: Die Werte für Leistungsdichten, die mittlere bis pessimistische Kühlung annehmen, sind



TE - totally enclosed (mit Flüssigkeitskühlung)

Abbildung 2.10: Prognostizierte Leistungsdichten von permanentmagnetischen Synchronmaschinen [31]

vergleichbar mit den in Abbildung 2.8 ermittelten Leistungsdichten für Dauerleistung. Die dort aufgeworfene Frage nach der Skalierung von Motoren und den Auswirkungen auf die Leistungsdichte kann durch die Studie positiv beantwortet werden. Im Bereich größerer Maschinen scheinen noch höhere Leistungsdichten möglich zu sein.

Die Potentiale für den Wirkungsgrad lassen sich ebenfalls quantifizieren und sind in Abbildung 2.11 dargestellt.

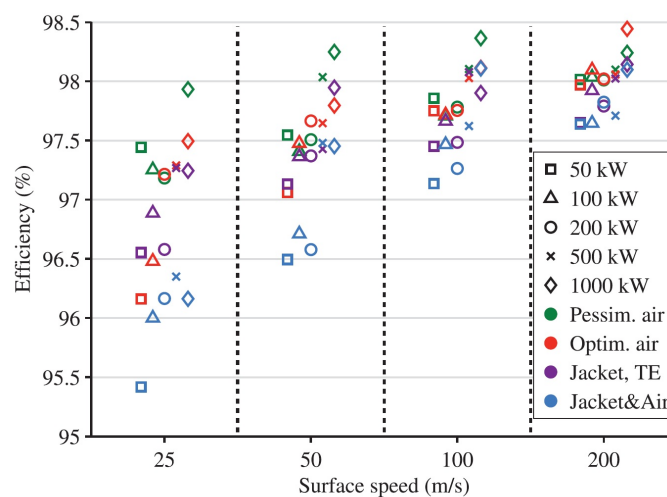


Abbildung 2.11: Prognostizierte Wirkungsgrade von permanentmagnetischen Synchronmaschinen [31]

Die Umfangsgeschwindigkeit ist hier am wichtigsten. Die Kühlung hat eher negativen Einfluss. Dies ist so zu erklären, dass nur Verlustwärme durch die Kühlung abtransportiert wird. Weniger verlustbehaftetes Design erfordert eine geringere Kühlleistung. Laut Siemens AG sind in absehbarer Zeit Wirkungsgrade von $\eta = 97\%$ erreichbar [25].

Die Leistung des Motors SP260D ($P = 260 \text{ kW}$ Dauerleistung bei einem Gewicht von $m = 50 \text{ kg}$) ist nach Aussage von Siemens auf Leistungsbereiche über 1 MW skalierbar. Dabei werden für die nächsten Jahre Leistungsdichten deutlich größer als $pd = 5,2 \text{ kW/kg}$ angestrebt.

2.5.2. Getriebe

Wirkungsgrad und Leistungsdichte elektrischer Motoren sind, wie in den vorangehenden Abschnitten beschrieben, von der Umfangsgeschwindigkeit und damit auch von der Drehzahl abhängig. Für den Antrieb von Propulsoren sind vergleichsweise niedrige Drehzahlen erforderlich. Hier herrscht eine natürliche Begrenzung durch die Machzahlen an der Blattspitze. Das in dieser Arbeit als Referenz betrachtete Triebwerk DLR127 (Propeller Durchmesser 3,96 m) hat eine konstante Propellerdrehzahl von $n = 1200 \text{ min}^{-1}$. Um geeignete Drehzahlen des Propellers zu erreichen, werden in Kapitel 4 auch Konzepte mit Getrieben untersucht.

Für die Abschätzung von Getriebemassen werden hier Korrelationen aus [32] und [33] verwendet. Sie bestimmen Gewichte abhängig von Leistung und Übersetzungsverhältnis. Die Ausdrücke nach Grieb differenzieren zusätzlich nach Art des Getriebes und Fans bzw. Propellers. Eine Darstellung der Korrelationen befindet sich im Anhang B.

Vorab kann jedoch schon folgende Erkenntnis festgehalten werden: Je größer der Drehzahlunterschied, desto schwerer das Getriebe. Da das Gewicht des Getriebes vom Übersetzungsverhältnis abhängig ist, wird der Vorteil steigender Leistungsdichte des Elektromotors bei zunehmender Umfangsgeschwindigkeit tendenziell durch das Getriebe wieder beseitigt. Trotzdem kann eine Einheit aus Motor mit hoher Leistungsdichte und Getriebe leichter sein als ein Elektromotor mit niedriger Leistungsdichte.

2.5.3. Energiespeicher

Die Bereitstellung elektrischer Energie erfolgt durch einen Akkumulator (Akku). Im deutschsprachigen Raum wird zwischen Akku (wiederaufladbar) und Batterie (nicht wiederaufladbar) unterschieden. Im englischen Sprachgebrauch wird diese Unterscheidung nicht getroffen. Daher bürgert sich der Begriff Batterie (engl. battery) auch hierzulande für wiederaufladbare Energiespeicher ein. In dieser Arbeit wird ebenfalls der Begriff Batterie verwendet.

Da im Segment der Flugzeuge elektrische Antriebe noch nicht verbreitet sind, wird unter anderem auf Literatur zurückgegriffen, die sich mit Kraftfahrzeugen befasst.

Funktionsweise und Merkmale Der Batterie kommt im elektrischen Antriebsstrang eine zentrale Bedeutung zu. Um die erforderliche Spannung und Stromstärke für den Antrieb bereitzustellen, müssen viele Basiszellen zu Modulen zusammengefasst werden. Die Module sind in einem robusten Gehäuse zur Gesamtbatterie zusammengefasst. Der Aufbau ist in Abbildung 2.12 veranschaulicht. [23]

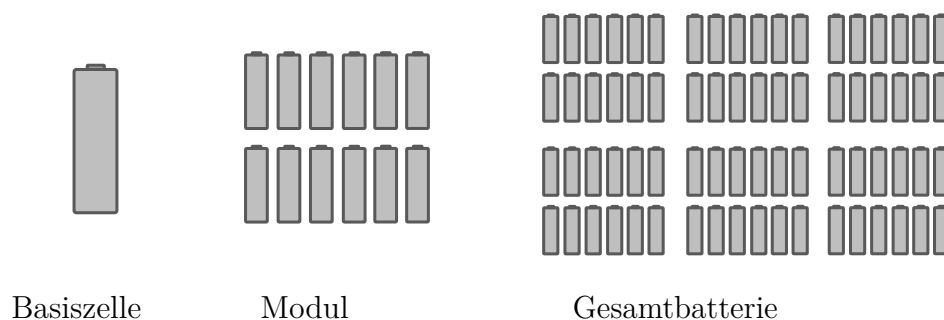


Abbildung 2.12: Modularer Batterieaufbau

Eine Basiszelle kann in prismatischer oder zylindrischer Form ausgeführt sein. Beispielhafte Bilder zeigt Abbildung 2.13.

Für die Funktionsweise der Basiszellen gibt es verschiedene Ansätze. In der Vergangenheit wurden Blei-Säure- (Lead-acid), Nickel-Cadmium- (NiCd) und Nickel-Metallhydrid (NiMH)-Batterien eingesetzt. Sie sind jedoch größtenteils von den *Lithium-Ionen-Batterien* verdrängt, welche heutzutage den aktuellen Stand der Technik in diversen Anwendungen darstellen. Daher werden diese im Folgenden näher erläutert.

Ihr Funktionsschema ist in Abbildung 2.14 skizziert. Eine Lithium-Ionen (Li-Ion)-Zelle

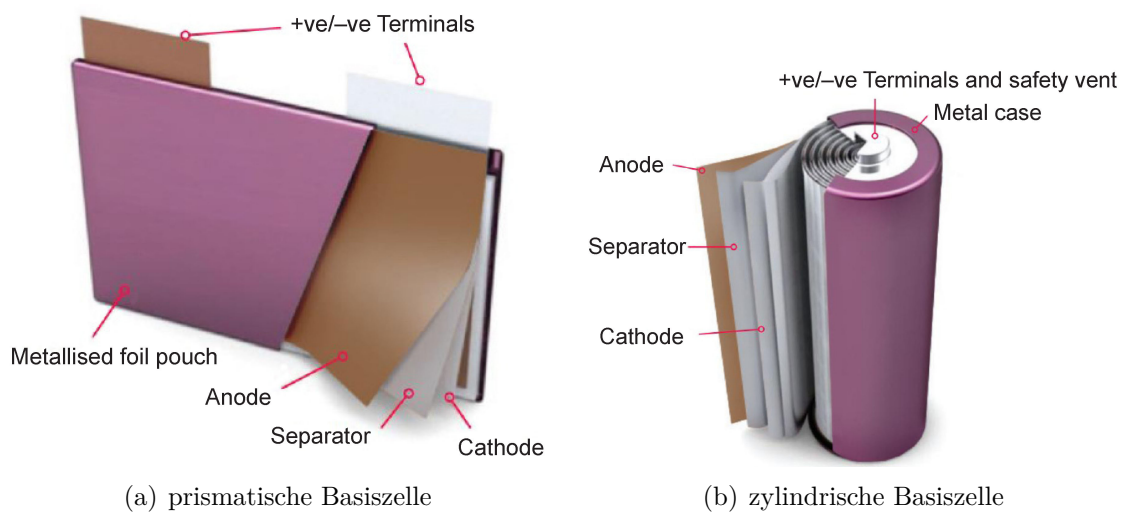


Abbildung 2.13: Aufbau von Basiszellen [34]

besteht aus einem Minuspol (Anode) und einem Pluspol (Kathode), die durch einen Separator getrennt und von einem Elektrolyten umgeben sind. Die Anode besteht in den meisten Fällen aus Graphit und die Kathode aus Metalloxidschichten.

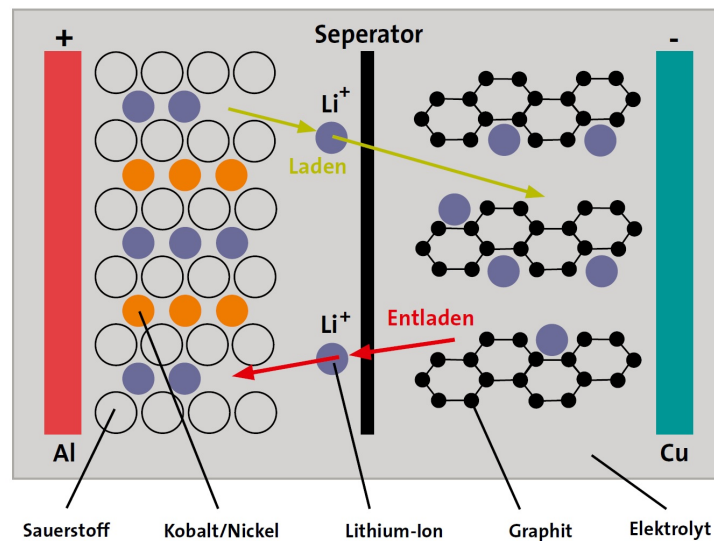


Abbildung 2.14: Funktionsweise Li-Ionen-Batterie [35]

Das Laden und Entladen der Batterie geschieht durch die Wanderung von Lithium-Ionen verbunden mit dem Transport von Elektronen. Die Anzahl der Ionen ist der entscheidende Faktor für die Energiedichte einer Zelle. [35]

Tabelle 2.3 fasst die wichtigsten Merkmale von Lithium-Ionen-Batterien zusammen.

Die Energiedichte beziffert die Kapazität eines Energiespeichers bezogen auf das Gewicht.

Tabelle 2.3: Merkmale von Lithium-Ionen-Batterien [23]

Vorteile	Nachteile
<ul style="list-style-type: none"> kein Memoryeffekt* geringe Selbstentladung hoher Wirkungsgrad 	<ul style="list-style-type: none"> begrenzte Zahl an Ladezyklen optimale Leistungsfähigkeit bei 18-25° C Tiefenentladung möglich mechanischer Schutz notwendig

* Der Memoryeffekt besagt, dass Energiespeicher, die aus nicht vollständig entladene Zustand geladen werden, Kapazität verlieren.

Sie ist der wichtigste Parameter bei der Auswahl von Batterien im Bereich der Luftfahrt. Ein weiteres wichtiges Kriterium ist die Leistungsdichte — die Fähigkeit gespeicherte Energie innerhalb einer gewissen Zeit bereitzustellen. Sie ist im Flugzeug vor allem während des Takeoff wichtig, da hier die größte Leistung erforderlich ist. Bei zunehmender Energiedichte wird die Leistungsdichte reduziert. Dieser Umstand muss bei der Auswahl von Batterien abhängig vom Einsatzzweck berücksichtigt werden. Dementsprechend gibt es Hochleistungs- und Hochenergiezellen. Der Zusammenhang ist qualitativ im Ragone Diagramm in Abbildung 2.15 dargestellt.

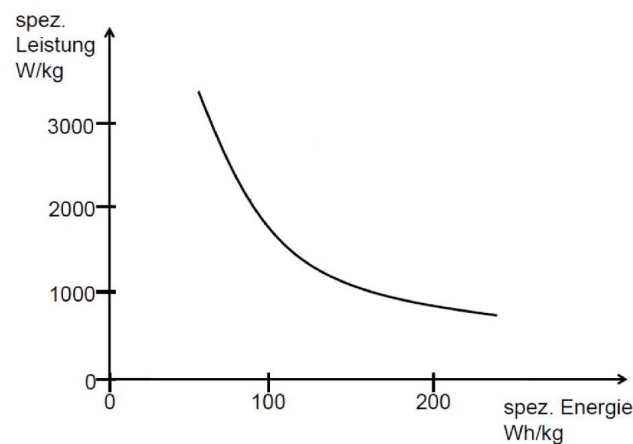


Abbildung 2.15: Ragone Diagramm für Li-Ion-Zellen [36]

Die theoretisch mögliche liegt bei den meisten Batterien deutlich über der praktisch umsetzbaren Energiedichte. Ziel der Forschung ist diese Differenz zu reduzieren. Jedoch sind bei einigen Systemen die machbaren Limits bereits erreicht. Tabelle 2.4 gibt einen Überblick über verschiedene Batteriedesigns. Die Werte für praktische Energiedichte stellen jeweils aktuelle Limits dar, die durch neue Entwicklungen noch verbessert werden können. Abhängig von den eingesetzten Materialien variieren die Kapazitäten stark.

Aussichtsreiche Designs werden im Absatz *Entwicklungspotentiale* näher beschrieben. Um die Werte mit der Luftfahrt in einen Zusammenhang zu bringen, wird als Referenz die Energiedichte von Kerosin (Jet-A1) angegeben. Der praktische Wert ergibt sich unter Berücksichtigung eines Wirkungsgrades von 40 % für Turbofantriebwerke. So wird die Größenordnung deutlich, in der Batterien den Brennstoffen unterlegen sind. Li-Ion-Zellen, die den aktuellen Stand der Technik repräsentieren, haben im Kfz-Bereich Energiedichten in der Größenordnung von $ed = 100 - 200 \text{ Wh/kg}$ [37]. Um die Unterbringung des

Tabelle 2.4: Übersicht gravimetrische Energiedichten

System		theoretisch	praktisch
		Wh/kg	
Lead-acid	[38]	171	20 - 40
Ni-Cd	[38]	219	20 - 40
Ni-MH	[38]	240	50 - 70
Li-ion	[38] [39]	200 - 843	260
Li-air	[39] [40] [36]	11.425	> 500
Li-S	[39] [36]	2.654	400
Jet-A1	[41]	11.950	4.780

Energiespeichers auf begrenztem Bauraum im Flugzeug zu berücksichtigen, wird für die potentiell interessanten Batteriedesigns noch die volumetrische Energiedichte in Tabelle 2.5 dargestellt. Darin zeigt sich, dass jede Batterie deutlich mehr Bauraum in Anspruch nimmt als flüssiger Brennstoff. Das muss bei der Auslegung von Flugzeugen berücksichtigt werden.

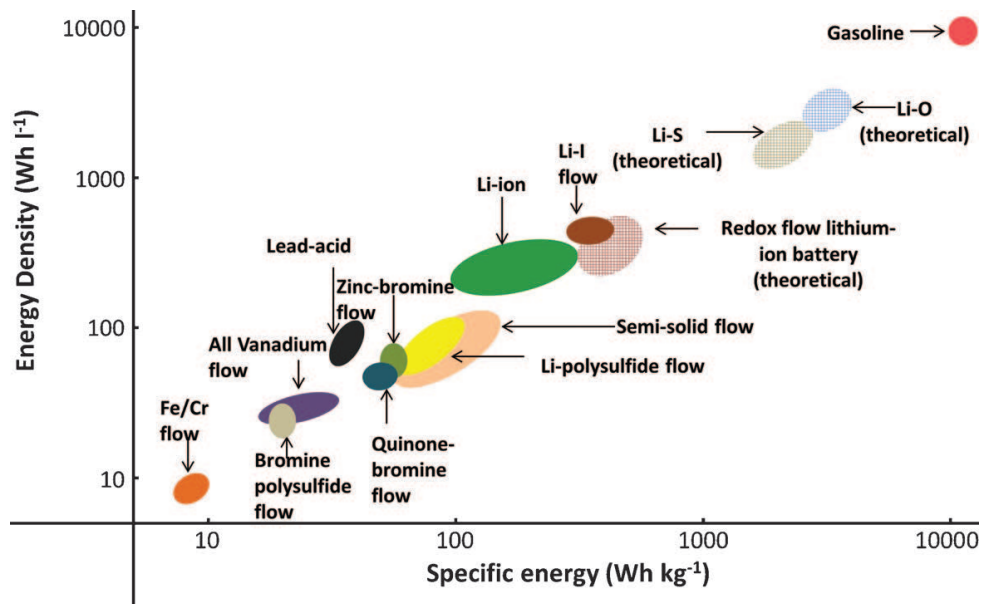
Tabelle 2.5: Übersicht volumetrische Energiedichten

System		theoretisch	praktisch
		Wh/l	
Li-ion	[42]	200 - 500	
Li-air	[36]	1000	
Li-S	[36] [43]	2856	197
Jet-A1	[41]	9.140	3.824

Bei der Auswahl von Batterien ist es wichtig, deren Lebensdauer zu beachten. Die meisten Designs verlieren im Betrieb an Kapazität. Wenn eine Batterie noch 70 – 80 % der Ursprungskapazität bereitstellt, ist ihre Grenzlebensdauer erreicht [23]. Wann dieser Zustand eintritt, hängt von vielen Faktoren ab. Dazu gehören die Leistungsdichte der Batterie, der

Lade- und Entladestrom, die Temperaturen im Betrieb und ob die Batterie vollständig gelad und entladen wird. Aufgrund der vielen Einflüsse und da jede Batterie produktionsbedingt Schwankungen aufweist, kann die Lebensdauer nicht genau vorhergesagt werden. Die Bedeutung der Lebensdauer wird im Absatz *Entwicklungspotentiale* wieder erkennbar. Damit die Funktion der Batterien möglichst lange aufrecht erhalten bleibt, müssen einige Bedingungen eingehalten werden. Dies betrifft neben den elektrischen Kenngrößen auch das Thermomanagement der Batterie. Um möglichst bei optimalen Betriebsbedingungen zu arbeiten, werden Batterien meist klimatisiert. Diese Aufgaben werden vom Batteriemanagementsystem übernommen. Es regelt unter anderem auch das Laden und Entladen. Wegen der produktionsbedingten Schwankungen können nicht alle Zellen die gleiche Ladungsmenge aufnehmen. Um ihre Lebensdauer zu schonen, wird dies beim Laden durch das Batteriemanagementsystem berücksichtigt.

Entwicklungspotentiale Die Energiedichte hängt im Wesentlichen vom Zelldesign, das heißt von den verwendeten Werkstoffen, ab. Da für die Komponenten innerhalb der Zelle jeweils eine Vielzahl an Materialien möglich sind, ergeben sich unzählige Kombinationsmöglichkeiten, die Gegenstand von umfangreichen Forschungsaktivitäten sind. Hier soll auf einige Designs eingegangen werden, um Perspektiven für die Luftfahrt aufzuzeigen.



Li-O gleichbedeutend mit Li-air

Abbildung 2.16: Übersicht der Energiedichten verschiedener Zelltypen [44]

In Abbildung 2.16 sind die mit Hilfe verschiedener Batteriedesigns erreichbaren gravi-

metrischen und volumetrischen Energiedichten aufgetragen. Das begrenzte Potential der Lithium-Ionen-Batterien wird hier noch einmal deutlich. Die praktisch noch erreichbaren Entwicklungspotentiale werden von Wissenschaftlern in der Größenordnung von 30 % geschätzt [39] [45]. Andere Designs bieten noch wesentlich mehr Möglichkeiten (vgl. Tabelle 2.4). Im Folgenden werden *Lithium-Schwefel-Batterien* und *Lithium-Luft-Batterien* hinsichtlich der zu erwartenden Entwicklung näher beleuchtet.

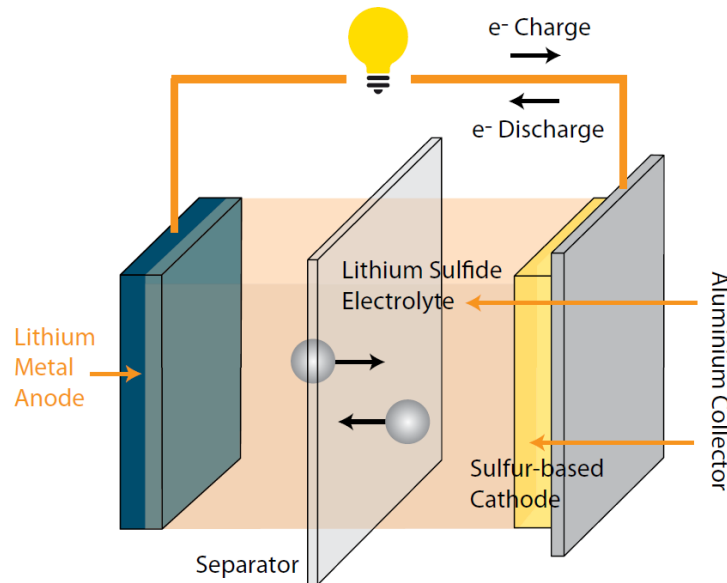


Abbildung 2.17: Funktionsschema Li-S-Zelle [46]

Lithium-Schwefel (Li-S)-Batterien verwenden Schwefel als Kathodenmaterial und sind von ihrem Funktionsprinzip sonst mit Li-Ion-Batterien vergleichbar (siehe Abbildung 2.17). Der Schwefel ist zur Herstellung elektrischer Leitfähigkeit mit Kohlenstoff angereichert. Sie bieten aussichtsreiche Entwicklungspotentiale und sind in Bezug auf die Machbarkeit vielversprechend. Der Coulomb-Wirkungsgrad ist ähnlich, wie bei Li-Ion-Zellen, knapp unter 100 %. Die uneingeschränkte Rohstoffverfügbarkeit kann dieses Design langfristig interessant machen. Mit der Entwicklung befassen sich mehrere Hersteller. Von Oxis Energy sind bereits Muster verfügbar, die bis zu 300 Wh/kg bereitstellen und 400 Wh/kg sind in Versuchen erreicht worden. Für 2019 ist das Entwicklungsziel 500 Wh/kg formuliert. [43] Allerdings muss hier die Lebensdauer als einschränkende Bedingung genannt werden. Je höher die Energiedichte ist, desto schneller fällt die Kapazität der Batterien. Dieser Zusammenhang wird in Versuchen der Firma Sion Power deutlich. In Abbildung 2.18 sind Energiedichten über der Zyklenzahl aufgetragen. Die abnehmende Energiedichte ist damit

zu erklären, dass der Schwefel im Elektrolyt gelöst wird. Um das zu vermeiden, muss das im Schwefel befindliche Kohlenstoffgitter noch überarbeitet werden. Die Grenzlebensdauer (80 % der ursprünglichen Kapazität) ist in den hier dokumentierten Versuchen bereits nach ca. 125 bzw. 360 Ladezyklen erreicht (siehe Abb. 2.18). Marktreife Batterien weisen zum Vergleich eine Lebensdauer von einigen Tausend Zyklen auf (vgl. [47]).

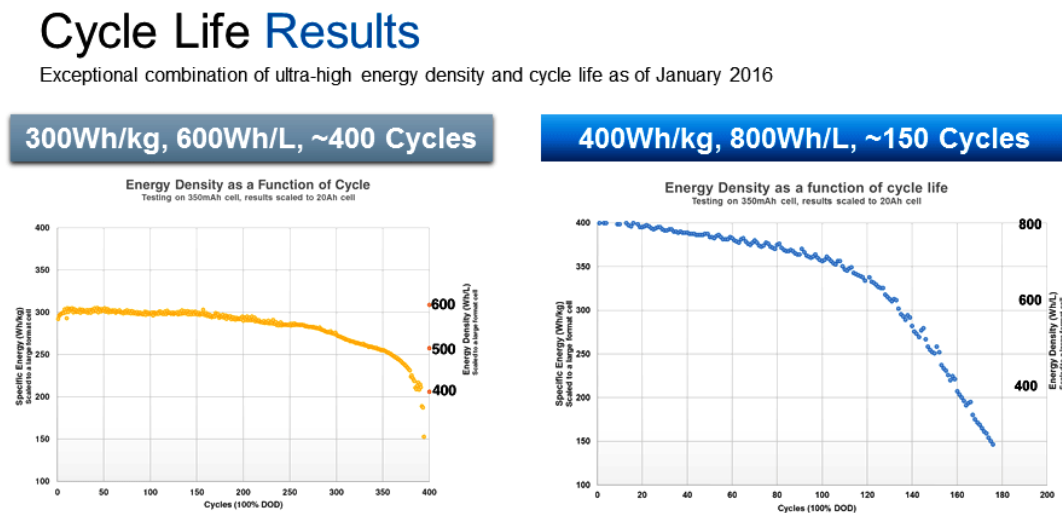


Abbildung 2.18: Lebensdauer Li-S-Zelle [48]

Die Herausforderungen bei der Entwicklung von Li-S-Zellen liegen größtenteils im elektrochemischen Bereich. Für eine ausreichende Zyklenstabilität muss das Zusammenspiel der Komponenten in der Zelle noch weiter überarbeitet werden. Eine Fragestellung ist die Menge des Elektrolyts. Es fällt negativ in die Bilanz, da es nicht an der Energiespeicherung beteiligt ist. Darüber hinaus besteht die Gefahr des Austrocknens im Betrieb. Ansätze, um dies zu vermeiden, sind das Schützen der Lithium-Anode durch eine Beschichtung oder der Einsatz einer alternativen Anode, die ohne elementares Lithium auskommt. [49]

Die Forschung an Festkörper-Elektrolyten, die ein Austrocknen nicht zulassen, befindet sich noch im Anfangsstadium. Ein grundsätzliches Problem ist, dass die Reaktion nur an der Kontaktfläche und nicht wie beim flüssigen Elektrolyt im kompletten Volumen stattfindet. [50]

Weitere Forschungsfelder befassen sich mit dem Austausch des Anodenmaterials, zum Beispiel durch Magnesium oder Natrium.

Lithium-Luft (Li-air)-Batterien rangieren mit ihrer theoretisch erreichbaren Energiedichte in der gleichen Größenordnung wie fossile Brennstoffe. Für die chemische Reaktion nutzen

sie Sauerstoff aus der Umgebungsluft, was den Aufbau vorerst vereinfacht. Dieses Prinzip hebt sich von den meisten anderen Systemen ab, wo alle für die Reaktion nötigen Stoffe durch die Batterie bereitgestellt werden.

Die Machbarkeit wird sehr unterschiedlich bewertet. Neben Aussagen, die die technischen Herausforderungen als nicht machbar betrachten [45], gibt es Entwicklungen, die mehr als 500 Wh/kg realisieren [40]. Der Nachteil dieses Designs ist die Notwendigkeit der Peripherie. Der Elektrolyt muss gepumpt und der Sauerstoff gereinigt werden. Diese zusätzlichen Komponenten erhöhen die Komplexität und das Gewicht der Speicher, so dass diese für mobile Anwendung derzeit unwahrscheinlich sind. Darüber hinaus sind die Zellen in der Forschung noch nicht so weit vorangeschritten wie Li-S-Zellen.

2.5.4. Leitungen

Um Strom von einer Energiequelle zum Motor zu transportieren, sind elektrische Leitungen notwendig. In diesem Abschnitt wird ein Überblick über Leitermaterialien gegeben und eine Gewichtsabschätzung für die gegebenen Anforderungen vorgenommen. Gemäß Abbildung 2.6 wird von einer nahen Platzierung der Leistungselektronik am Motor ausgegangen. Folglich werden hier die Leitungen zwischen Energiespeicher und Leistungselektronik betrachtet. Die Verbindung von Leistungselektronik und Motor ist aufgrund der Anordnung sehr kurz und wird vernachlässigt.

Als elektrische Leiter eignen sich Reinstoffe grundsätzlich besser als Legierungen. Die Güte eines Stoffes als Leiter bemisst sich an dessen spezifischem Widerstand ($\rho_{el} = R \cdot A/l$). Silber hat den niedrigsten Wert gefolgt von Kupfer, Gold und Aluminium. Aus preislichen Gründen kommen Kupfer und Aluminium als Leitermaterial in Frage. Kupfer ist am weitesten verbreitet, da es keine Einschränkungen aufweist. Aluminium hat zwar die höchste massenbezogene Leitfähigkeit, bringt jedoch die Nachteile einer schlechteren volumenbezogenen Leitfähigkeit, eine nichtleitende Oxidschicht und die Gefahr des Langzeitfließens an den Kontaktstellen mit sich. Die Merkmale sind in Tabelle 2.6 gegenübergestellt. [51] Um die Verluste in elektrischen Leitungen zu berechnen, muss die Form des Stroms zuerst bekannt sein. Bei Gleichstrom (DC) ist eine Betrachtung ohmscher Verluste ausreichend. Bei Wechselstrom (AC) müssen zusätzlich die frequenzabhängigen Skin- und Proximity-Effekte berücksichtigt werden. Parallel muss die Temperatur betrachtet werden. Der Leiter darf aufgrund seines ohmschen Widerstandes nicht zu warm werden.

Tabelle 2.6: Merkmale elektrischer Leiter

Leitermaterial	ρ kg/dm ³	ρ_{el} (Ω mm ²)/m	weitere Merkmale [51]
Kupfer	8,92	0,017	+ hohe Duktilität* + keine Einschränkungen
Aluminium	2,7	0,028	- nicht leitfähige Oxidschicht - Langzeitfließen

*Duktilität: Stoffeigenschaft, sich unter Belastung zu verformen, bevor es zum Versagen kommt

Welche Form des Stroms vorliegt, hängt vom Antriebskonzept des Flugzeugs ab, da dies die meisten Parameter der Leitungen beeinflusst. Daher sollen in diesem Abschnitt die Zusammenhänge erläutert werden. Eine Gewichtsabschätzung für die jeweiligen Konzepte folgt in Kapitel 4.

Um vorab die Größenordnung abschätzen zu können und Zusammenhänge zu erläutern, wird mit den Rahmenbedingungen der ATR72 unter Annahme von DC-Leitungen die Spannung variiert.

Zur Berechnung der Verlustleistungen und der daraus resultierenden erforderlichen Leitungsquerschnitte werden hier folglich die ohmschen Widerstände betrachtet. In Kombination mit den Werkstoffdichten kann die Leitungsmasse abgeschätzt werden. Für eine Gewichtsabschätzung der Isolierung wird die Durchschlagfestigkeit betrachtet. Abhängig von der Spannung ist eine gewisse Dicke erforderlich. Für das Gewicht haben die Leitungswiderstände und die Durchschlagfestigkeit der Isolierung also gegenläufige Effekte auf das Gesamtgewicht der Leitung. Somit ist bei einer bestimmten Spannung das Leitungsgewicht am Minimum. Bei der Wahl der Leitungsspannung muss jedoch auch berücksichtigt werden, dass diese durch die Leistungselektronik gehandhabt werden muss.

Die in der Leitung entstehenden Temperaturen werden durch Mechanismen des Wärmedurchgangs bzw. -übergangs und freier Konvektion an der Außenfläche überschlagen.

Das Gesamtgewicht (Leiter plus Isolierung) und die Temperatur im Inneren der Leitungen für eine Antriebseinheit sind in Abbildung 2.19 als Funktion der Spannung für die Leiterwerkstoffe Kupfer und Aluminium für einen Wirkungsgrad von $\eta = 0,998$ dargestellt. Abbildung 2.19 zeigt: Die Spannung darf nicht zu groß sein, damit die zulässige Temperatur eingehalten wird. Zudem überschreiten die Stromdichten (nicht im Diagramm dargestellt) bei zu kleinen Querschnitten den zulässigen Bereich.

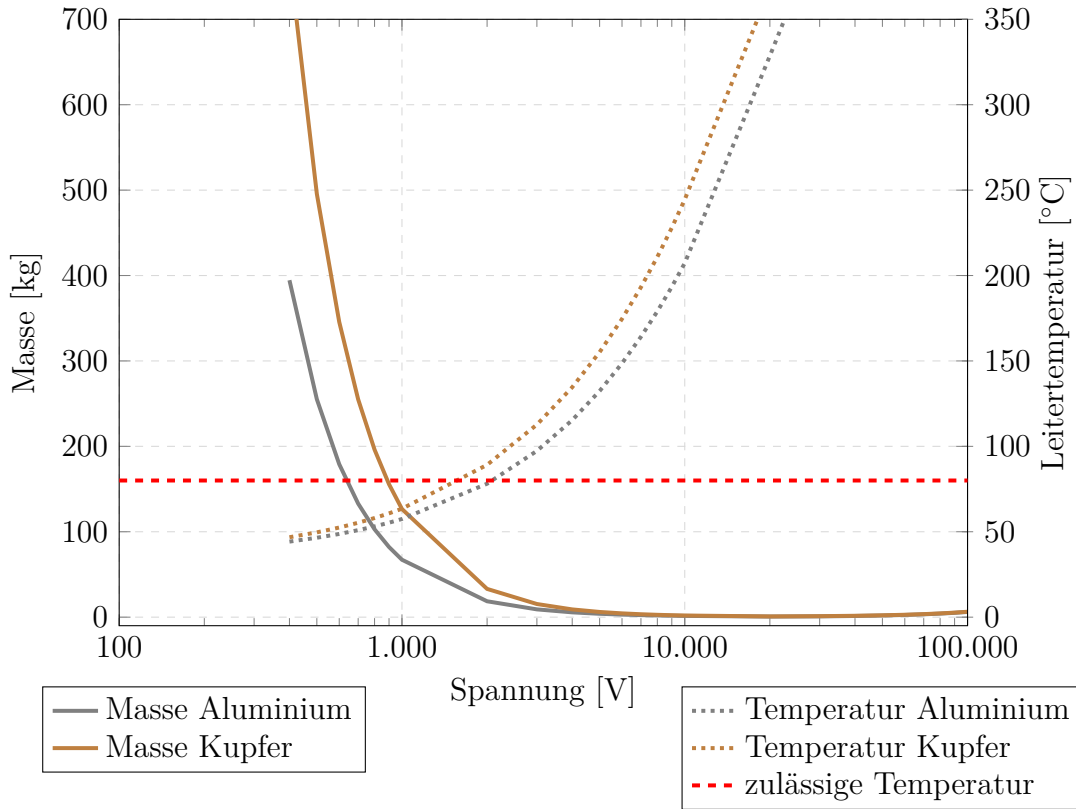


Abbildung 2.19: Gesamtmasse und innere Temperatur der Leitung bei $l=20\text{m}$

Eine weitere wichtige Erkenntnis für die Konzeptionierung ist, dass das Leitungsgewicht exponentiell mit der Leitungslänge wächst. Der Widerstand $R = \rho_{el} \cdot \frac{l}{A}$ umgestellt nach der Fläche und in $m = \rho \cdot l \cdot A$ eingesetzt ergibt die Masse als

$$m = \rho \cdot l^2 \cdot \frac{1}{R} \cdot \rho_{el}. \quad (2.3)$$

Mit den Rahmenbedingungen für in der ATR72 notwendige Leiter ist die Funktion in Abbildung 2.20 dargestellt.

Der Funktionsverlauf zeigt, dass bei der Konzeptionierung Rücksicht auf möglichst kurze Leitungen genommen werden sollte.

Bei einer Übertragung von Wechselstrom treten frequenzbedingt Effekte in den Leitungen auf, die bei der Auslegung berücksichtigt werden müssen. Der Skin-Effekt bewirkt eine Reduzierung im Inneren und eine Steigerung der Stromdichte im äußeren Bereich des Leiters. Grund dafür ist eine Induktion elektrischer Felder im Leiter. Der Proximity Effekt beschreibt die Wirkung von Magnetfeldern eines Leiters auf einen anderen Leiter. Er bewirkt die Bildung von Wirbelströmen. [52]

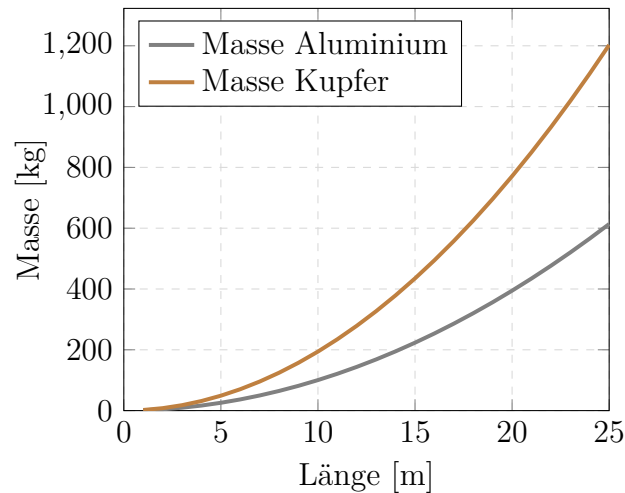


Abbildung 2.20: Gesamtmasse der Leitung bei U=400V

Um den Skin-Effekt zu berücksichtigen, wird die Eindringtiefe (Skintiefe) berechnet. Sie stellt den Abstand vom Leiterrand dar, bei dem die Stromdichte um das $\frac{1}{e}$ fache gesunken ist. Sie sollte in der gleichen Größenordnung des Leiterdurchmessers liegen, damit die Stromdichte möglichst gleichmäßig über den Leiter verteilt ist. Abbildung 2.21 zeigt, wie sich die Skintiefe abhängig von der Frequenz für Leiter aus Kupfer und Aluminium entwickelt.

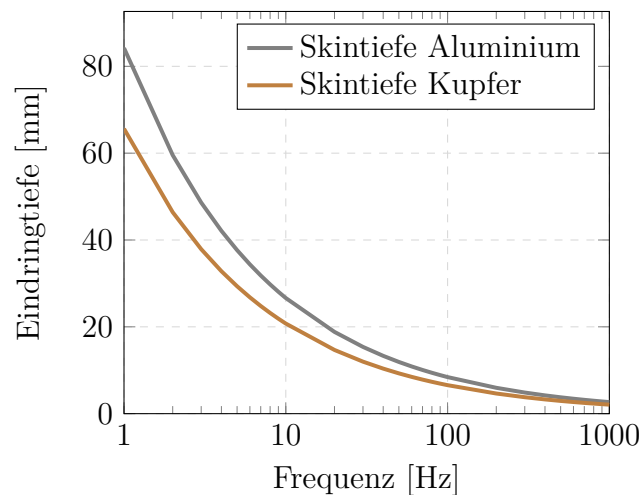


Abbildung 2.21: Skin-Effekt in elektrischen Leitern

Der Proximity-Effekt wird bei der Konzeptionierung als Einfluss auf den Wirkungsgrad des elektrischen Leiters berücksichtigt.

Aluminium hat in Bezug auf Gewicht und Temperatur Vorteile gegenüber Kupfer. Trotz

des größeren benötigten Bauraums wird es Kupfer als Leitermaterial vorgezogen und bei den in dieser Arbeit untersuchten Konzepten eingesetzt.

Die Erkenntnisse und Werkzeuge zur Bestimmung der Leitungsgewichte fließen in die Konfigurationen der Konzepte (Kapitel 4) mit ein. Dort werden für die jeweiligen Konzepte die Leitungsgewichte berechnet.

2.5.5. Leistungselektronik

Hauptaufgabe der Leistungselektronik ist die Wandlung des anliegenden Gleichstroms in Drehstrom für den Antriebsmotor. Dieser muss in entsprechender Spannung, Strom und Frequenz zur Verfügung gestellt werden. Nebenaufgaben sind die Bereitstellung eines Bordnetzes (Niederspannungs-Gleichstrom) und bei einem Konzept mit Batterie die Steuerung des Ladeprozesses. Wie bei den Elektromotoren ist die Leistungsdichte auch hier entscheidendes Merkmal.

In der Leistungselektronik kommen verschiedene Komponenten zum Einsatz. Wandler können als Gleich- bzw. Wechselrichter ausgeführt sein und haben die Aufgabe Wechselstrom in Gleichstrom zu wandeln bzw. umgekehrt. Bidirektionale Gleich- / Wechselrichter können die Umformung in beide Richtungen ausführen.

Kondensatoren sind das wichtigste passive Bauelement. Ihre wesentliche Aufgabe ist die Spannungsglättung. Für große Spannungen sind große Kapazitäten und damit auch Bauvolumina erforderlich. Daher haben Kondensatoren Einfluss auf die Leistungsdichte.

Halbleiter sind aktive Bauelemente. Für die in der Leistungselektronik notwendigen Schaltelemente werden Transistoren eingesetzt. Sie müssen in der Lage sein, hohe Ströme und Frequenzen zu schalten. Ausführungen sind als Bipolartransistor mit isolierter Gate-Elektrode (IGBT) oder metal-oxide-semiconductor field-effect transistor (MOSFET) gebräuchlich, wobei MOSFET in Schaltfrequenz und Wirkungsgrad überlegen sind. [53] Für die Leistung des Halbleiters sind die eingesetzten Materialien ebenfalls entscheidend, da es die Einsatztemperatur beschränkt. Am häufigsten wird monokristallines Silizium eingesetzt. Es kann bis ca. 175°C verwendet werden und erfordert damit erheblichen Kühlbedarf. Die Schaltfrequenz und somit die Leistungsdichte sind dadurch limitiert. Deutlich höhere Temperaturen vertragen Siliziumcarbid und Galliumnitrid (bis zu 600°C). [54] Mit steigender Schaltfrequenz nimmt die Leistungsdichte zu, da die Fläche des Chips kleiner wird.

Die Schaltfrequenz ist auch für den Wirkungsgrad einer Schalteinheit maßgebend. Bei der Änderung der Leitfähigkeit des Halbleiters entstehen Verluste. Der Einfluss ist jedoch mit steigender Frequenz negativ. [55] [56] Aus einer Abwägung zwischen Wirkungsgrad und Leistungsdichte ergibt sich daraus ein Optimum für die Schaltfrequenz. [57]

Der Wirkungsgrad wird ebenfalls durch die Eingangsspannung der Leistungselektronik beeinflusst. Mit zunehmender Spannung sinkt die Effizienz [56]. Dieser Effekt muss bei der Wahl der Leitungsspannung berücksichtigt werden. Das im Abschnitt 2.5.4 beschriebene Spannungsoptimum liegt in vergleichbarer Größenordnung. Hornung et al. [56] schlagen Spannungen zwischen $U = 1000 \text{ V}$ und $U = 3000 \text{ V}$ vor. Der Hersteller Compact Dynamics arbeitet mit einer maximalen Systemspannung von $U = 1000 \text{ V}$ [58]. Da diese auch die Anforderungen an die Leiter erfüllt, wird sie in den Konzepten größtenteils gewählt.

Eine Abschätzung des Gewichts der Leistungselektronik ist nur mit genauerer Spezifizierung des Konzepts möglich. Die elektrischen Größen, das Kühlkonzept und die Schaltfrequenz müssen hierfür vorliegen, um die Leistungselektronik auszulegen. In der Konzeptionierung dieser Arbeit wird pauschal eine Leistungsdichte von $pd = 14,3 \text{ kW/kg}$ angenommen. Dieser Wert ergibt sich aus Erfahrungswerten des Herstellers Compact Dynamics [58]. Afridi et al. und Casady ([59] [60]) bestätigen die angenommene Größenordnung bei $pd = 15 \text{ kW/kg}$. Der Wirkungsgrad liegt nach [59] bei $\eta = 0,975$.

Dadurch, dass keine weitere Differenzierung getroffen wird, birgt die Auswahl der Leistungselektronik von den hier betrachteten Komponenten die größten Unsicherheiten. Um den Einfluss des Fehlers auf das Gesamtsystem zu kennen, werden im Kapitel 4.7 die Unsicherheiten bestimmt.

Die im Abschnitt 2.5.1 beschriebene Paschenabhängigkeit ist auch für die Auslegung von Leistungselektroniken zu beachten, da auch hier spannungsführende Teile frei liegen können.

2.5.6. Supraleitende Komponenten

Mit der Einführung supraleitender Materialien wird eine sprunghafte Steigerung der Leistungsdichten einiger Komponenten erwartet. Das betrifft vor allem Motoren, Leitungen und Leistungselektroniken. Die gesteigerte Leitfähigkeit der Materialien wird durch niedrige Temperaturen ermöglicht. Die Leitungsquerschnitte reduzieren sich in der Folge drastisch. Diese erfordern jedoch aufwändige Subsysteme, um die entsprechenden Temperaturen bereitzustellen. Steigt die Temperatur über einen bestimmten, materialabhängigen Wert,

verlieren die Materialien sofort ihre Leitfähigkeit. Obwohl einige Konzeptstudien supraleitende Komponenten verwenden, werden sie in dieser Arbeit nicht weiter berücksichtigt. Ausschlaggebende Gründe dafür sind die unklare Handhabung der Systemgrenzen bzw. Übergänge zu nicht supraleitenden Teilen, die großen Herausforderungen für ein Kühlkonzept und thermische Isolation, bisher nicht quantifizierbare Zusatzgewichte sowie das hohe Sicherheitsrisiko.

3. Modellierung des Referenztriebwerks

Die im Rahmen der Arbeit zu bewertenden Konzepte für elektrisches Fliegen in Regionalflugzeugen sollen anhand einer Referenz verglichen werden. In diesem Kapitel wird das Referenz-Triebwerksmodell beschrieben.

Die ATR72 ist mit zwei Turboprop Triebwerken PW127 des Herstellers Pratt & Whitney ausgestattet. Abbildung 3.1 zeigt eine Schnittdarstellung der Gasturbine der Baureihe PW120, zu der die PW127 Triebwerke gehören.

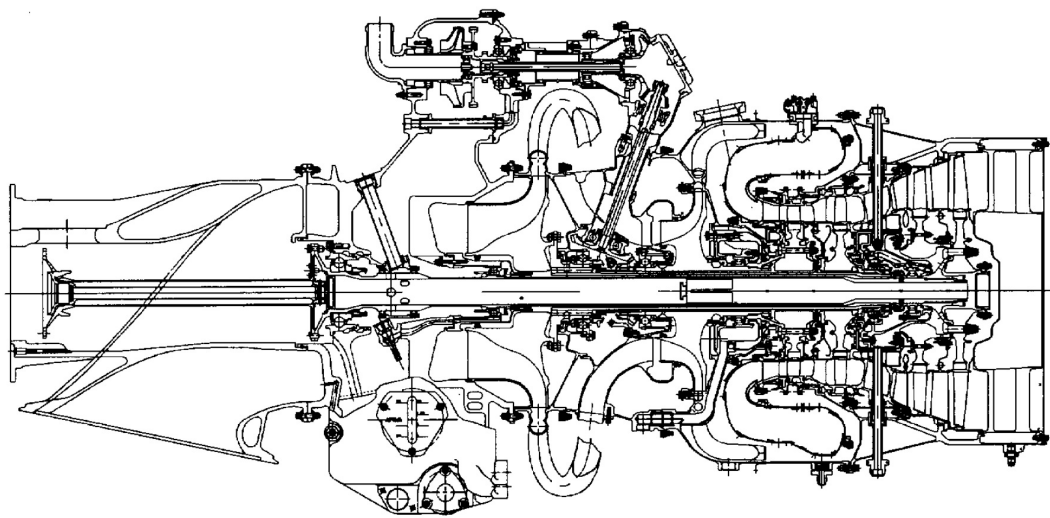


Abbildung 3.1: Aufbau der Triebwerksbaureihe PW120 [61]

Das Triebwerk verfügt über zwei Radialkompressoren, die jeweils von einer eigenen Turbine über separierte Wellen angetrieben werden. Auf einer dritten Welle sitzt die Antriebsturbine, die über ein Getriebe den Propeller antreibt. Diese wird auf eine konstante Drehzahl geregelt. Zwischen den Verdichtern und Turbinen befindet sich die Brennkammer. Die Leitschaufeln der Hochdruckturbine werden mit Kühlluft aus dem Hochdruckverdichter versorgt. Der Anteil der Kühlluft beträgt 10 % des Massenstroms. [62] [63]

Tabelle 3.1 stellt die wichtigsten Merkmale des Triebwerks dar. Darauf wird in der Konzeptionierung (Kapitel 4) wieder Bezug genommen.

In Anlehnung an dieses Triebwerk wird der Aufbau im Performance Modul des Programms GTlab nachgebildet. Das entstehende Referenztriebwerk wird im Weiteren als *DLR127* bezeichnet. Dieses wird später verwendet um das Verhalten auf Flugmissionen zu model-

Tabelle 3.1: Merkmale des Triebwerks DLR127

Parameter		Formelzeichen	Wert
maximale Leistung	[64]	PW_{max}	2.147 kW
Gesamtmasse	[63]	m	481,7 kg
Masse Turbokomp.		m_{Turbo}	401,7 kg
Masse Getriebe	B	$m_{Getr.}$	80 kg
Leistungsdichte Turbokomp.		PW/m_{Turbo}	5,106 kW/kg
Drehzahl Propeller	[63]	n_{Prop}	1212 1/min
Übersetzung Getriebe	[61]	i	16:1
Drehzahl Leistungsturbine		n_{Turb_Pow}	19.392 1/min

lieren. Das thermodynamische Modell zur Berechnung ist in Abbildung 3.2 aufgezeigt. Die Komponenten und Stationsnummern werden folgend gemäß der Abbildung benannt.

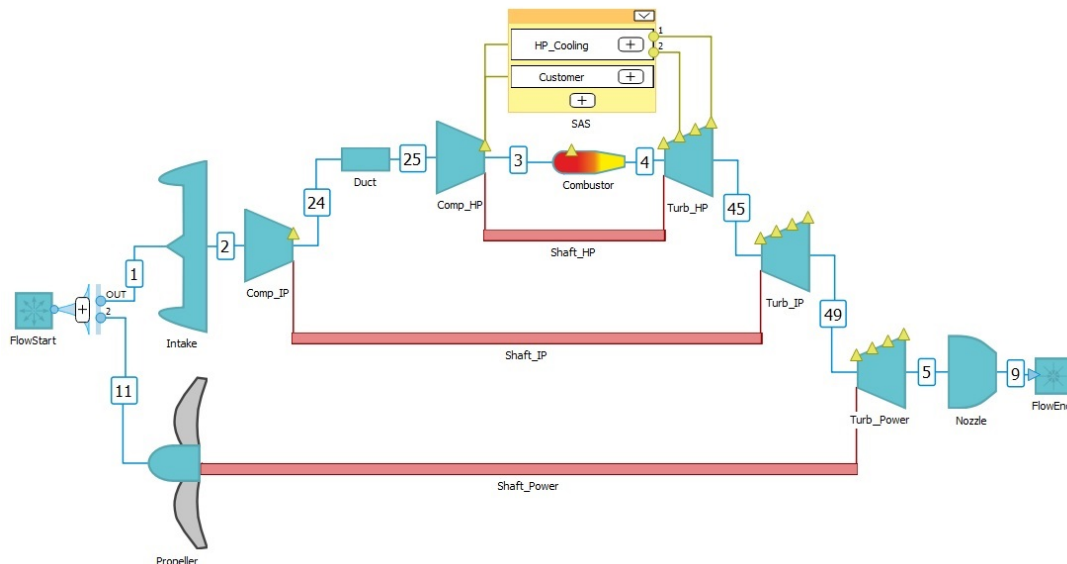


Abbildung 3.2: Thermodynamisches Modell des Triebwerks DLR127

3.1. Leistungsanforderungen an signifikanten Betriebspunkten

Die thermodynamische Modellierung wird mit Hilfe bekannter Daten vorgenommen. Aus Datenblättern [5] [63], Literatur [61] [62] [65] und der Emissionsdatenbank [64] sind Werte für Leistung, Schub, Drehzahlen, Temperaturbegrenzungen, Massenströme und Druckverhältnisse bekannt. Diese werden Betriebspunkten zugeordnet. Zur Veranschaulichung ist in Abbildung 3.3 prinzipiell das Höhenprofil einer regionalen Flugmission dargestellt.

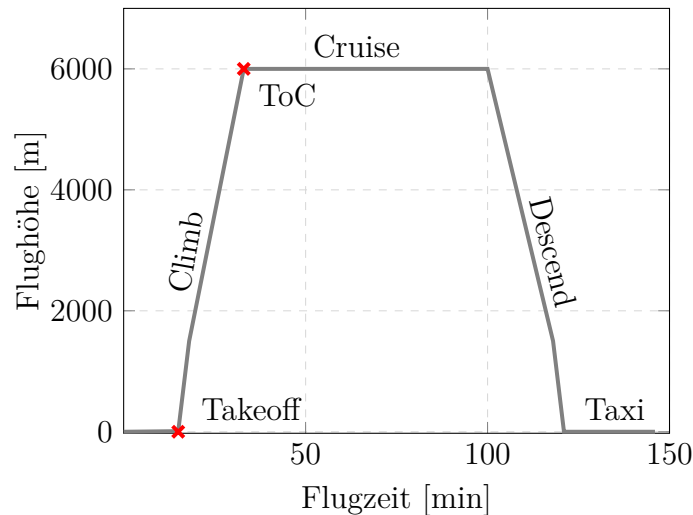


Abbildung 3.3: Höhenprofil eines Regionalfluges

Die Betriebspunkte Takeoff, top of climb (ToC) und Cruise sind für die Auslegung vorerst maßgebend. Darüber hinaus werden Zustände betrachtet, die das Triebwerk in kritischen Situationen leisten muss. Für den Startvorgang wird der Fall eines Triebwerksausfalls — one engine inoperativ (OEI) — vor dem Abheben (EoF) angenommen. In dieser Situation muss ein einzelnes Triebwerk das Abheben des Flugzeugs, auch bei warmem Wetter und einem hoch gelegenen Flughafen, ermöglichen. Ein weiterer Punkt mit hoher Belastung ist der Zeitpunkt kurz vor dem Erreichen der Reiseflughöhe — ToC. Hier muss noch die volle Steigfähigkeit — verbunden mit hohen Schubanforderungen — gegeben sein, obwohl die Dichte der Luft bereits höhenbedingt reduziert ist. Dieser Fall wird bei der Auslegung auch bei warmen Umgebungsbedingungen angenommen. Bei der Modellierung dieser Betriebspunkte ist wichtig, dass die Temperaturlimits eingehalten werden.

Die aus diesen Punkten entstehenden Schubanforderungen sind maßgeblich für die Größe des Triebwerks. Bei der Modellierung der Betriebspunkte wird der Cruise als Designpunkt gewählt, da für ihn Schubanforderungen bekannt sind und er den größten Anteil einer Flugmission ausmacht. Daher soll hier möglichst der niedrigste spezifische Kraftstoffverbrauch vorliegen. Die anderen Betriebspunkte sind entsprechend Offdesign Punkte.

In Tabelle 3.2 sind Betriebspunkte dargestellt, die zur Modellierung verwendet werden. Zu den Daten des Herstellers und der Datenbank sind auch Treibstoff-Massenströme bekannt. Diese sollen durch das Modell reproduziert werden, um es zu validieren.

Tabelle 3.2: Betriebspunkte zur Triebwerksmodellierung

Betriebspunkt		Altitude	Ma	ΔT_{ISA}	Thrust	Power
		m	-	K	kN	kW
Cruise <i>Design</i>	[65]	6000	0,447	0	5,605	k.A.
Cruise hot	[65]	6000	0,447	+15	5,382	k.A.
ToC hot	[65]	6000	0,447	+15	6,984	k.A.
EoF OEI	[65]	0	0,176	0	25,866	k.A.
EoF OEI hot high	[65]	1000	0,176	+11	23,598	k.A.
Cruise max	[4]	6000	0,447	0	k.A.	1.567
ToC max	[4]	6000	0,447	0	k.A.	1.612
Takeoff	[64]	0	0	0	k.A.	2.147
Climbout	[64]	0	0	0	k.A.	1.825

3.2. Aufbau des Iterationsschemas

Für jeden Betriebspunkt wird in GTlab gemäß der Beschreibung in Kapitel 2.3.2 ein Calculator angelegt und mit den entsprechenden Rahmenbedingungen besetzt. Diese können beispielsweise Flughöhe (Alt), Machzahl (Ma) oder Abweichung von der Standard-Atmosphären-Temperatur (ΔT_{ISA}) sein. Die Belegung der Dependent- und Independent-Variablen des Design Punktes sind in Tabelle 3.3 dargestellt.

Tabelle 3.3: Iterationsschema Designpunkt

Independent		Dependent		
Propeller	C_P	Engine*	F_N	5605 N
Combustor	FAR	Combustor	\dot{m}_{fuel}	0,0669 kg/s
FlowStart	\dot{m}_{air}	Nozzle	Π	1,1

* Engine bezieht sich auf das gesamte Triebwerk.

Als Designpunkt wird in diesem Modell der Cruise Zustand verwendet. Über den Schub wird der Lastzustand festgelegt. Der Brennstoffmassenstrom wurde so gewählt, dass in den Offdesignpunkten, zu denen Werte bekannt sind, eine gute Übereinstimmung erzielt wird. Da bei einem Turboproptriebwerk der Schub maßgeblich durch den Propeller erzeugt wird, wird das Düsendruckverhältnis als Zielgröße mit aufgeführt, damit dieses im Design nicht zu klein und im Offdesign somit auch bei Teillast betrieben werden kann. Der Leistungsbeiwert des Propellers stellt sich entsprechend der Last ein. Seine Lage im Propellerkennfeld wird a posteriori auf Plausibilität überprüft. Luftmassenstrom und FAR werden durch den Gleichungslöser bestimmt und ebenfalls im Nachhinein überprüft.

In den Offdesignpunkten ist das Iterationsschema im Wesentlichen immer gleich aufgebaut. Je nach Verfügbarkeit der Daten wird hier auf Schub bzw. Leistung als Lastparameter iteriert. Der wesentliche Unterschied zum Designpunkt ist, die zusätzliche Iteration der Leistungs- und Massenstromfehler der Turbokomponenten (PW_{err} und \dot{m}_{err}). Eine Darstellung der Variablen befindet sich in Tabelle 3.4.

Tabelle 3.4: Iterationsschema Offdesignpunkte

Independent		Dependent	
Propeller	C_P	Engine	F_N / PW
Combustor	FAR	Nozzle	p_{err}
FlowStart	\dot{m}_{air}	Shaft Power	PW_{err}
Shaft IP	n_{red}	Shaft IP	PW_{err}
Shaft HP	n_{red}	Shaft HP	PW_{err}
Compressor IP	β	Compressor IP	\dot{m}_{err}
Compressor HP	β	Compressor HP	\dot{m}_{err}
Turbine HP	β	Turbine HP	\dot{m}_{err}
Turbine IP	β	Turbine IP	\dot{m}_{err}
Turbine Power	β	Turbine Power	\dot{m}_{err}

Die Ergebnisse aller Independent Variablen werden auch hier a posteriori überprüft. Die Leistungsbeiwerte des Propellers befinden sich im Kennfeld (Anhang C). Bei den Drehzahlen wird die Einhaltung der Limits überprüft, Luftmassenströme werden in Kapitel 3.4.1 diskutiert und die Hilfskoordinate (β) der Turbokomponenten können ebenfalls den Kennfeldern im Anhang entnommen werden.

3.3. Beschreibung der Triebwerkskomponenten im Design

Für die Komponenten des Triebwerks werden, wie in Kapitel 2.3.2 beschrieben, Kennfelder hinterlegt, die im Design skaliert werden. In den Offdesignpunkten werden hieraus die Wirkungsgrade, Druckverhältnisse und reduzierte Massenströme bestimmt. Für die im DLR127 vorhandenen Verdichter und Turbinen werden generische Kennfelder verwendet. Die Wirkungsgrade sowie Druckverhältnisse des Designpunkts werden im Modell angegeben. Nach Grieb [32] werden die polytropen Wirkungsgrade abhängig von korrigiertem Massenstrom, entry into service (EIS) und einer Reynolds-Korrektur bestimmt. Für die Hochdruckturbine erfolgt eine weitere Korrektur für den Einfluss der Kühlluft. Die so berechneten Werte sind in Tabelle 3.5 zu finden. Um vorab einen Überblick zu erhalten, sind

darüber hinaus Druckverhältnisse der Verdichter sowie der Luft und Treibstoff-Massenstrom angegeben. Die Massenströme sind bereits Ergebnisse des Triebwerksmodells.

Tabelle 3.5: Merkmale der Triebwerkskomponenten im Design

Komponente	η_{pol} [32]	Π [65]	\dot{m}_{air}	\dot{m}_{fuel}
	-	-	kg/s	kg/s
Mitteldruckverdichter	0,87	3,4	5,23	0,0069
Hochdruckverdichter	0,86	3,4	5,23	
Brennkammer	-		4,66*	
Hochdruckturbine	0,84		4,73*	
Mitteldruckturbine	0,87		5,23	
Leistungsturbine	0,88		5,23	

* niedrigerer Luftmassenstrom aufgrund
der Entnahme von Kühlluft hinter Comp_HP

Die bei der Triebwerksmodellierung verwendeten Kennfelder der Verdichter und Turbinen mit den berechneten Kennlinien befinden sich im Anhang C.

3.4. Ergebnisse der Triebwerksmodellierung

In diesem Abschnitt werden die mit der vorangehend beschriebenen Vorgehensweise ermittelten Ergebnisse dargestellt. Da das Programm eine Vielzahl an Parametern für jede Komponente des Triebwerks ausgibt, werden hier nur die wichtigsten dargestellt und, wo verfügbar, mit Literaturwerten verglichen.

3.4.1. Massenströme des Triebwerksmodells

Als Referenz für die Brennstoffmassenströme dienen hier Daten der Emissionsdatenbank FOI (Swedish Defence Research Agency), die die für den Flughafennahbereich wichtigen Werte für die Flugphasen Takeoff, Climb, Approach und Taxi beinhaltet [64]. Ergebnisse des Modells und Vergleichswerte für Massenströme sind in Tabelle 3.6 dargestellt.

An den berechneten Luft- und Treibstoff-Massenströmen ist eine klare Abhängigkeit von der Belastung erkennbar. Betriebspunkte mit hohen Lastanforderungen, verursachen größere Massenströme.

Mit der Wahl des Brennstoffmassenstroms für den Designpunkt können die Abweichungen von Herstellerangaben und FOI beeinflusst werden. Hier wird er so gewählt, dass die Werte der Emissionsdatenbank mit möglichst geringer Abweichung reproduziert werden. Da sich

Tabelle 3.6: Massenströme im Triebwerksmodell

Betriebspunkt	\dot{m}_{air} [65]	\dot{m}_{air}	\dot{m}_{fuel} [5] [64]	\dot{m}_{fuel}	Abwei- chung
	Vorgabe	berechnet	Vorgabe	berechnet	
	kg/s	kg/s	kg/s	kg/s	%
Cruise <i>Design</i>		5,230		0,0669	
Cruise max		6,551	0,1058	0,1159	
Cruise hot		5,018		0,0674	
ToC max		5,469		0,0819	
ToC hot	6,70	6,618		0,1194	
EoF OEI	8,49	10,87		0,1901	
EoF OEI hot high		10,06		0,1995	
Takeoff		10,43	0,1745	0,1754	0.5 %
Climbout		9,826	0,1538	0,1533	-0.3 %

graue Werte können nicht eindeutig einem Betriebspunkt zugeordnet werden

der Herstellerwert nicht eindeutig auf eine bestimmte Leistung bezieht, kann er nicht zur Validierung genutzt werden.

Bei den gegebenen Luftmassenströmen ist keine genaue Zuteilung zu Betriebspunkten möglich. Daher kann hier lediglich die Größenordnung verifiziert werden.

3.4.2. Druckverhältnisse des Triebwerksmodells

Ähnliches gilt für die in Tabelle 3.7 dargestellten Gesamtdruckverhältnisse (OPR). Die OPR aus Literaturangaben gehören tendenziell zu Betriebspunkten mit hoher Belastung. Aus den berechneten Werten ist die Abhängigkeit des OPR von der Belastung des Triebwerks erkennbar.

3.4.3. Temperaturen des Triebwerksmodells

Abbildung 3.4 zeigt die sich einstellenden Temperaturen mit entsprechenden Limits. Die Benennung der Temperaturen erfolgt gemäß der in Abbildung 3.2 dargestellten Stationen. Dementsprechend sind hier die Temperaturen vor und hinter der Brennkammer (T3 und T4) und zwischen den Turbinen abgebildet (T45 und T49). Am Eintritt der Hochdruckturbinen ist erwartungsgemäß die höchste Temperatur. Die zulässigen Temperaturen sind auch davon abhängig, wie lange ein Betriebszustand gehalten wird. Bei dauerhaften Zuständen sind die Limits niedriger, um Materialermüdung vorzubeugen. Daher sind die Temperaturbegrenzungen für die end of field (EoF)-Zustände gesondert abgebildet. Die Graphik zeigt:

Tabelle 3.7: Druckverhältnisse im Triebwerksmodell

Betriebspunkt	OPR [65]	OPR
	Vorgabe	berechnet
	-	-
Cruise <i>Design</i>		11,16
Cruise max		15,57
Cruise hot		10,95
ToC max		12,36
ToC hot	14,7	15,83
EoF OEI	15,77	13,64
EoF OEI hot high		14,86
Takeoff		13,24
Climbout		12,17

graue Werte können nicht eindeutig einem
Betriebspunkt zugeordnet werden

Die Limits werden überwiegend recht deutlich eingehalten.

Da die Herstellerangaben (ToC max und Cruise max) sehr hohe Leistungen angeben und deren Plausibilität geringer eingeschätzt wird als die der übrigen Quellen, wird eine leichte Überschreitung des Temperaturlimits toleriert.

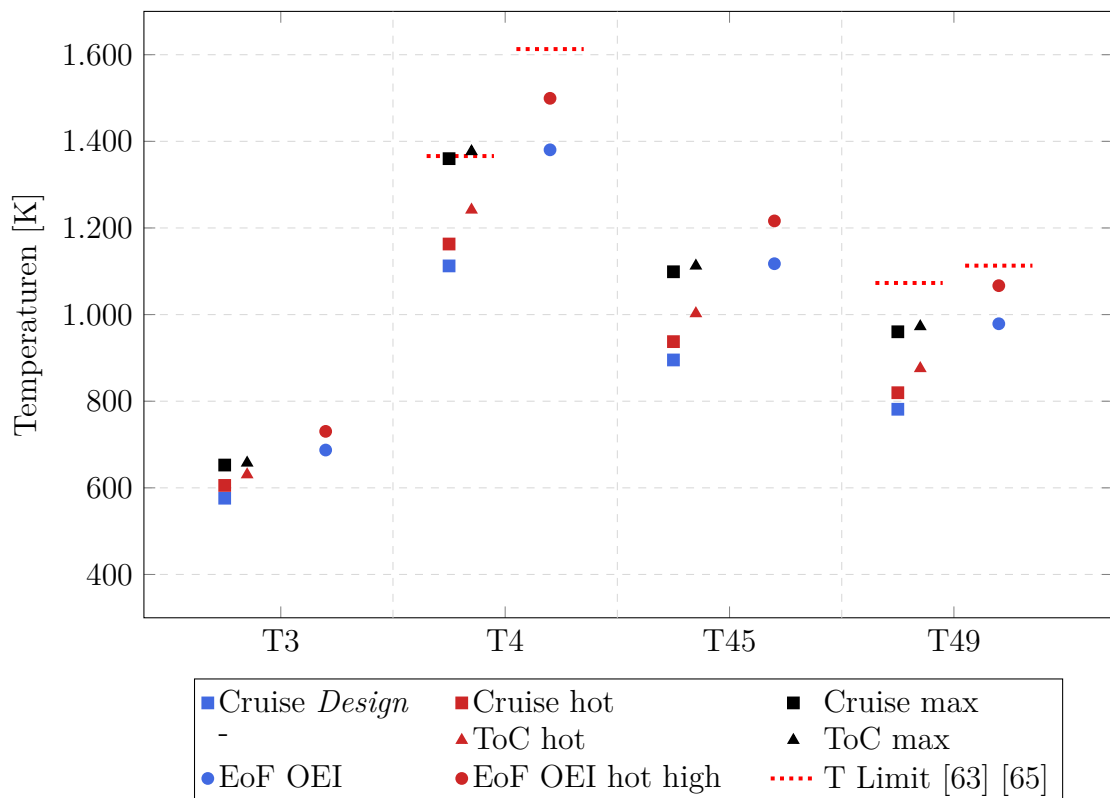


Abbildung 3.4: Temperaturen im Triebwerksmodell

3.4.4. Wirkungsgrade des Triebwerksmodells

Die Wirkungsgrade der Komponenten sind in Abbildung 3.5 aufgezeigt. Die Entstehung der Werte im Designpunkt wurde vorangehend in Abschnitt 3.3 beschrieben. Die Wirkungsgrade der Offdesignpunkte sind Ergebnis des iterativen Rechenprozesses mithilfe der Kennfelder. Die Verdichter- und Turbinenwirkungsgrade bewegen sich jeweils auf recht gleichmäßigen Niveaus knapp unterhalb des Designpunkts. Dieses Verhalten wird bei der Auslegung angestrebt, um über die gesamte Flugmission möglichst effizient zu sein. Der Wirkungsgrad des Propellers weist Werte in zwei verschiedenen Größenordnungen auf. Am Boden bewegt sich seine Effizienz in einer Größenordnung von $\eta \approx 60 \%$. Bei den Bedingungen auf Reiseflughöhe sind die Wirkungsgrade auf einem Niveau von $\eta \approx 90 \%$. Dieses Verhalten entspricht einem für Propeller typischen.

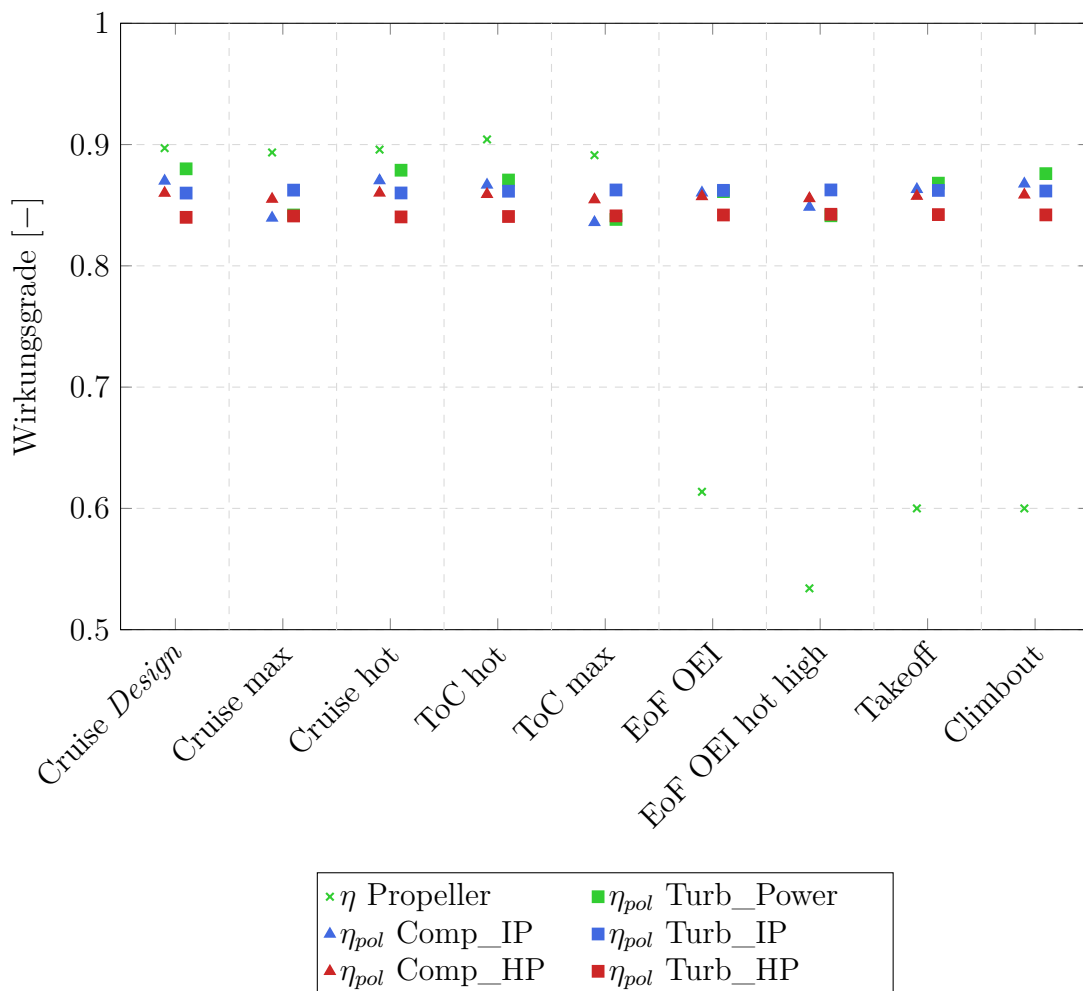


Abbildung 3.5: Wirkungsgrade der Komponenten im Triebwerksmodell

3.4.5. Spezifische Brennstoffverbräuche des Triebwerksmodells

Die spezifischen Brennstoffverbräuche sind in Abbildung 3.6 zu sehen. Die thrust specific fuel consumption (TSFC) ist über den Schub aufgetragen und die power specific fuel consumption (PSFC) über der Leistung. In die Diagramme ist jeweils eine Betriebslinie für die Bedingungen im Cruise eingetragen. In (b) ist auch die Betriebslinie des Bodenstand — sea level static (SLS) — dargestellt. Zusätzlich ist der Schub- bzw. Leistungsbereich der Cruise und ToC Angaben eingetragen.

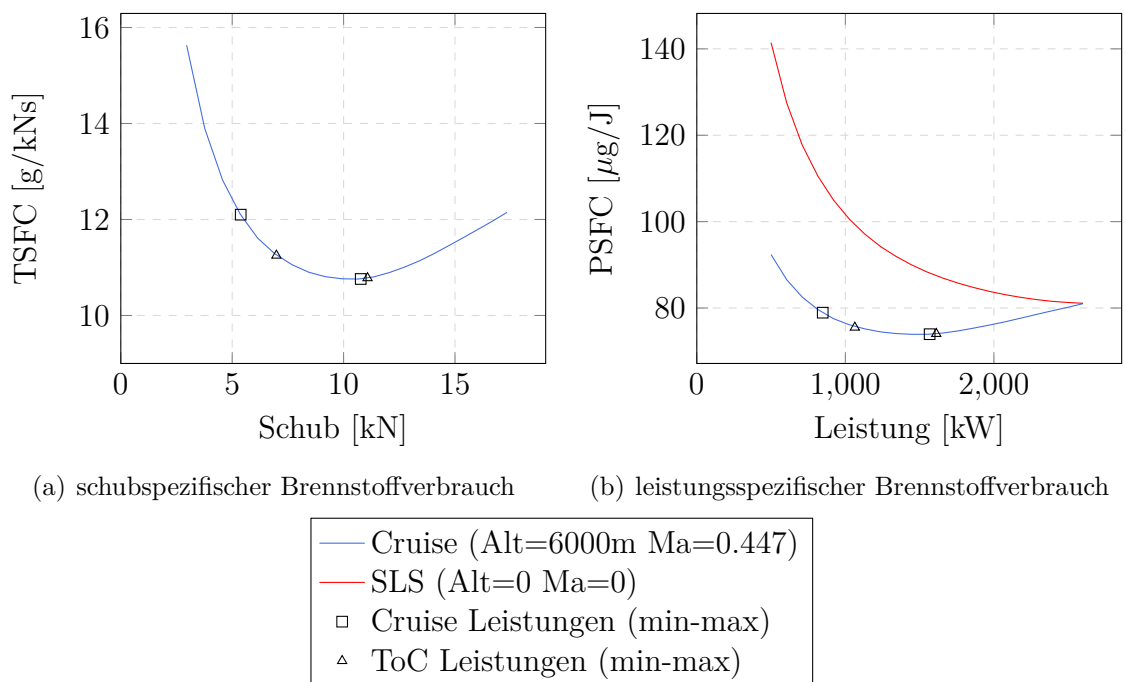


Abbildung 3.6: Spezifische Brennstoffverbräuche im Triebwerksmodell

Allgemein sollte im Cruise der spezifische Brennstoffverbrauch möglichst nah am Minimum liegen, da der größte Teil der Flugmission in diesem Bereich zurückgelegt wird. Auf Missionen von regionalen Flügen ist der Anteil des Reiseflugs vergleichsweise gering, so dass die Werte im Steigflug auch nicht zu weit vom Minimum entfernt sein sollten. Diese Vorgaben werden durch das Modell eingehalten. Einschränkend muss jedoch die Cruise max Angabe bemerkt werden, da sie deutlich oberhalb aller anderen Cruise Angaben liegt.

4. Alternative Antriebskonfigurationen

Nachdem in den Grundlagen eine Betrachtung der Komponenten vorgenommen wurde, sollen in diesem Kapitel alternative Antriebssysteme im funktionellen Zusammenhang entworfen werden. Dazu werden Modelle erstellt, in denen die Komponenten aufeinander abgestimmt sind und die Gewichte der Triebwerkskonzepte abgeschätzt werden. Dazu wird die Summe der Massen aller Komponenten bestimmt. Strukturelle Anforderungen an die Flugzeugzelle — z.B. durch schwerere Triebwerke und Zusatzgewichte der Batterie — werden nicht berücksichtigt.

Die Anforderungen werden von denen an das Referenztriebwerk abgeleitet, insbesondere die Erfüllung der Leistungs- und Schubanforderungen unter Beachtung der Temperaturlimits. Die in diesem Kapitel erarbeiteten Modelle bilden die Grundlage für die anschließenden Flugmissionsrechnungen. Diese sollen mit zwei Technologielevels durchgeführt werden. Zuerst mit den heutigen Möglichkeiten (2017) und mit den für 2025 prognostizierten Technologien.

Teil der meisten Konzepte ist eine Gasturbine zur Bereitstellung mechanischer Energie. Für diesen Einsatz sollte die Turboeinheit speziell ausgelegt sein. Da die konzeptabhängige Vorauslegung von mehreren Gasturbinen hier aus zeitlichen Gründen nicht realisierbar ist, wird für alle Konzepte vorerst die Turboeinheit aus dem Referenztriebwerk verwendet. Sie taucht in den Konzeptskizzen als Gasturbine (GT) auf. Ihr Aufbau umfasst die zwei Verdichter, Brennkammer und drei Turbinen des Triebwerks DLR127. Um für die jeweiligen Konzepte die richtige Leistung bereitzustellen und dafür die Gasturbine in der richtigen Größe anzunehmen, wird sie über den Massenstrom — bei gleichbleibender Leistungsdichte — skaliert. Für die Massenskalierung wird der Quotient PW/m_{Turbo} verwendet. Anstelle von Getriebe und Propeller ist in einigen Konzepten ein Generator vorgesehen, der die mechanische Leistung abnimmt. Das Getriebe wird, wo erforderlich, auch bei alternativen Antriebskonfigurationen verwendet. Dessen Gewichtsabschätzung erfolgt anhand der im Anhang B dokumentierten Korrelationen.

Mit dieser Wahl der Gasturbine ist ein einheitlicher Entwicklungsstand für den Vergleich der Konfigurationen gewährleistet. Die Konzeptionierung wird an die in Tabelle 3.1 vorangehend dargestellten Daten angelehnt. Die thermodynamischen Modelle aller Konfigurationen

befinden sich im Anhang D.

Zu jeder der folgenden Antriebskonfigurationen wird das Triebwerksgewicht abhängig von den eingesetzten Komponenten, deren Größe und Eigenschaften berechnet. Teilweise kommt eine Batterie zum Einsatz. Dadurch ergeben sich signifikante Gewichtsunterschiede. Trotzdem sollen alle Antriebskonfigurationen im Vergleichsflugzeug integriert werden und dabei jeweils das gleiche Payload bewegen. Folglich müssen diese Bedingungen bei der Auslegung beachtet werden, so dass sich eine iterative Vorgehensweise entwickelt. Der Übersicht halber werden in den folgenden Abschnitten erst die Konfigurationen (4.2 - 4.4) und anschließend deren Auswirkungen auf das Flugzeuggewicht dargestellt (4.5).

4.1. Komponententechnologie

Neben der bereits heute verfügbaren Technologie (2017) soll ein Ausblick in die nähere Zukunft (2025) gegeben werden. Daher werden in dieser Arbeit die beiden Technologielevel betrachtet und im Folgenden erläutert.

4.1.1. Technologielevel 2017

Zur Auswahl von Leistungs- und Energiedichten werden die Erkenntnisse aus dem Kapitel 2.5 genutzt. Hierbei werden die Werte nicht so abgeschätzt, dass die technischen Möglichkeiten bis an die Limits ausgereizt werden. Vielmehr sollen realistische Annahmen getroffen werden, die eine mit herkömmlichen Triebwerken vergleichbare Lebensdauer ermöglichen. Eine Darstellung von Werten findet sich in Tabelle 4.1. Die Angaben für Leitungen sind stark vom Konzept abhängig und werden daher in den folgenden Kapiteln entsprechend der Konzepte genauer benannt.

Motor und Generator sind an die elektrische Maschine SP260D von Siemens und Radialflussmaschinen von Compact Dynamics angelehnt [28] [29]. Aufgrund des in Kapitel 2.5.1 beschriebenen Zusammenhangs zwischen Leistungsdichte und Umfangsgeschwindigkeit des Motors ist hier das Spektrum für gewählte Leistungsdichten angegeben. Dieses orientiert sich an den in Kapitel 2.5.1 angegebenen Prognosen. Die Drehzahl bzw. Umfangsgeschwindigkeit der elektrischen Maschinen schwankt je nach Konzept zwischen der des Propellers und der Leistungsturbine (Tabelle 3.1).

Die Energiedichte der Batterie ist mit 200 Wh/kg so gewählt, dass nicht alle Limits

Tabelle 4.1: Komponententechnologie 2017

Komponente	Energie- / Leistungsdichte	Wirkungsgrad	Verweis
Elektromotor / Generator	5,2 - 9,5 kW/kg	0,95	Abb. 2.10 / 2.9
Batterie	200 Wh/kg	0,99	Tab. 2.4 / 2.3
Leistungselektronik	14,3 kW/kg	0,975	Seite 30
DC-DC Wandler	62 kW/kg	0,989	[66]
Kühlsystem	15 kW/kg	-	Annahme
Leitungen	konzeptabhängig	0,998*	Kap. 2.5.4

* bei AC-Leitungen abweichend

ausgeschöpft sind. In Bezug auf Zyklenstabilität ist die Annahme jedoch immer noch optimistisch. Die für Missionen bzw. einzelne Segmente notwendige Energie wird anhand einer 300 nm Mission bemessen.

Die Annahmen für die Leistungsdichte der Leistungselektronik sind in Kapitel 2.5.5 beschrieben. DC-DC Wandler können auch als Teil der Leistungselektronik betrachtet werden, sind hier jedoch separiert aufgeführt, da sie mit deutlich höherer Leistungsdichte verfügbar sind. Sie sollen in Konzepten mit Batterie die Spannung auf das Niveau der Leitungen transformieren.

Kühlsysteme, zur Abführung der Verlustwärme aus elektrischen Maschinen, werden hier grob abgeschätzt. Da für die Luftfahrt keine vergleichbaren Aggregate ermittelt werden konnten, ist die Leistungsdichte an Kühler aus dem Kfz-Bereich angelehnt und birgt damit Unsicherheiten. Kühlflüssigkeit und Schläuche sind darin inbegriffen.

Da die Spannung in den Leitungen konzeptabhängig unterschiedlich ist, kann hier keine pauschale Leistungsdichte für die Leitungen benannt werden. In den Konfigurationen, wo eine DC-Übertragung eingesetzt wird, soll die Spannung im Leiter nach den Erkenntnissen aus Kapitel 2.5.4 $U = 1000 \text{ V}$ betragen. Bei dieser Spannung befindet sich das Gewicht der Leitung nah am Minimum und die Temperaturlimits werden eingehalten. Zudem sind größere Spannungen schwierig durch die Leistungselektronik zu handhaben.

4.1.2. Extrapoliertes Technologielevel 2025

Um Möglichkeiten elektrischer Antriebe für die nähere Zukunft aufzuzeigen, werden die Technologielevel der Komponenten auf den Stand von 2025 extrapoliert. Dies geschieht im Wesentlichen anhand von Aussagen der Experten in Interviews und mit Hilfe von

Entwicklungszielen der Hersteller. Die Annahmen sind in Tabelle 4.2 dargestellt.

Tabelle 4.2: Angenommene Komponententechnologie 2025

Komponente	Energie- / Leistungsdichte	Wirkungsgrad	Verweis
Elektromotor / Generator	7,5 - 12 kW/kg	0,97	Abb. 2.10
Batterie	300 Wh/kg	0,99	Abb. 2.18
Leistungselektronik	20 kW/kg	0,975	Annahme
DC-DC Wandler	80 kW/kg	0,989	Annahme
Kühlsystem	15 kW/kg	-	Annahme
Leitungen	konzeptabhängig	0,998*	Kap. 2.5.4

* bei AC-Leitungen abweichend

4.2. Turbo-elektrische Konzepte

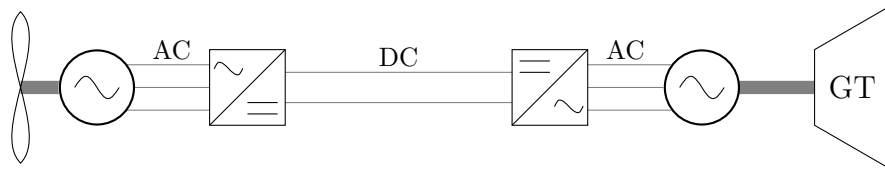
Das turbo-elektrische Konzept sieht vor, die in einer Gasturbine erzeugte mechanische Energie in einem Generator in elektrische Energie zu wandeln und über Leitungen zum Elektromotor zu transportieren, der den Propeller antreibt. Da größere Gasturbinen allgemein effizienter arbeiten, ist für dieses Konzept denkbar, die Leistung aus einer einzelnen Gasturbine bereitzustellen. Der Nachteil dieser Variante ist, dass für den Fall OEI keine Sicherheit vorhanden ist. Daher wird dieser Ansatz als turbo-elektrische Konfiguration nicht betrachtet. Zwischen Generator und Elektromotor liegt das Unterscheidungsmerkmal der in den folgenden beiden Abschnitten erläuterten Ausführungen.

Das turbo-elektrische Konzept unterscheidet sich nur durch die beschriebene zusätzliche Energiewandlung vom herkömmlichen Triebwerk, welche mit Verlusten behaftet ist. Dadurch entstehen zunächst nur Nachteile. Ein möglicher Vorteil kann jedoch daraus resultieren, die Antriebseinheiten zu verteilen, und die Propellerdrehzahl von der Drehzahl der Turb_Power zu entkoppeln.

In den folgenden Absätzen werden zwei Varianten turbo-elektrischer Antriebskonfigurationen entwickelt.

4.2.1. Turbo-elektrisch - leistungsgeregelt (*tu-el lg*)

In der leistungsgeregelten Ausführung des turbo-elektrischen (*tu-el lg*) Triebwerks ist zwischen Generator und Elektromotor eine Wandlung des Stroms vorgesehen. Die erste

Abbildung 4.1: Prinzipskizze *tu-el lg* Antriebskonfiguration

Leistungselektronik regelt die Spannung auf ein hohes DC-Niveau, um Leitungsverluste zu reduzieren. Für den Betrieb des Motors muss jedoch auf ein geeignetes Spannungsniveau zurücktransformiert werden. Das geschieht in einer zweiten Leistungselektronik, deren Aufgabe auch ist, die Frequenz entsprechend Motor- bzw. Propellerdrehzahl einzustellen. Die Eigenschaften des Motors und der Leistungselektroniken werden in dem Konzept so gewählt, dass kein Getriebe notwendig ist.

Damit ergibt sich der Wirkungsgrad des elektrischen Systems zu

$$\eta_{el-Sys} = \eta_{Mot} \cdot \eta_{LE} \cdot \eta_{Leit} \cdot \eta_{LE} \cdot \eta_{Gen} = 0,8562.$$

Das Gewicht der Antriebskonfiguration ist als Summe der Komponenten gebildet und in Tabelle 4.3 aufgezeigt.

Tabelle 4.3: Massenauswirkungen *tu-el lg* Konzept für eine Antriebseinheit

Triebwerk	Masse [kg]
Gasturbine	457,4
Generator ($U_{Gen} = 580V$)	331,8
Motor ($U_{Mot} = 580V$)	412,9
Peripherie	
Leitungen ($U_{Leit} = 1000V$)	111,2
Leistungselektronik	300,3
Kühlsystem	19,1
gesamt Triebwerk	1.632,7
Differenz DLR127	+1.151,0

Durch die Vielzahl an Komponenten entsteht ein sehr schweres Triebwerk. Es wiegt gut eine Tonne mehr als das Referenztriebwerk DLR127.

Auch für die Performancerechnung dieser Konfiguration sind keine Vorteile zu erwarten. Da jede Wandlung verlustbehaftet ist, wird dieses Konzept weniger effizient sein als das Referenztriebwerk. Zusätzlich muss das Mehrgewicht über die gesamte Mission bewegt

werden.

4.2.2. Turbo-elektrisch - direkt (*tu-el dir*)

Ohne eine Leistungselektronik (*tu-el dir*) wird der durch den Generator erzeugte Wechselstrom unverändert über die Leitungen zum Elektromotor übertragen. Die Drehzahlen sind direkt gekoppelt. Der Aufbau ist in Abbildung 4.2 beschrieben.

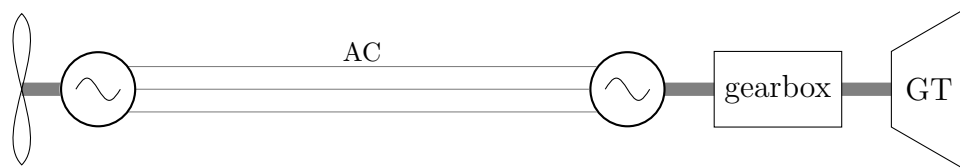


Abbildung 4.2: Prinzipskizze *tu-el dir* Antriebskonfiguration

Aufgrund der unterschiedlichen Drehzahlen von Leistungsturbine und Propeller im Referenztriebwerk (siehe Tabelle 3.1) muss eine Anpassung vorgenommen werden. Möglichkeiten zur Veränderung der Drehzahl sind:

- Getriebe
- Frequenzumrichter zwischen Motor und Generator
- Untersetzung durch verschiedene Polpaarzahlen in Motor und Generator
- Kombinationen der vorher genannten Aspekte

Die Leitungsspannung ist in diesem Konzept gleich der Spannung von Motor und Generator gewählt. Das hohe Leitungsgewicht zeigt die in Kapitel 2.5.4 beschriebene Abhängigkeit von der Spannung. Außerdem wird für dreiphasigen Wechselstrom eine Litze mehr benötigt als bei Gleichstromübertragung.

Wegen der in Abbildung 2.21 dargestellten Skintiefe besteht eine Begrenzung für die Frequenz. Wenn der Generator ohne eine Untersetzung mit der Leistungsturbine verbunden ist, hat er eine Eingangsdrehzahl von $n = 308 \text{ s}^{-1}$. Bei Polpaarzahl $P = 1$ entspräche diese der Frequenz, die in die Leitungen eingespeist wird. Bei höheren Polpaarzahlen wäre sie entsprechend $f = P \cdot n$ höher. Mit $P = 1$ beträgt die Eindringtiefe nach Abbildung 2.21 $\delta = 4,9 \text{ mm}$. Der damit verbundene Leitungsquerschnitt ist zu niedrig, um bei einer Spannung

von $U = 580 \text{ V}$ die notwendige Leistung zu übertragen. Folglich muss entweder die Spannung auf einen höheren Wert transformiert oder die Frequenz des Generators reduziert werden. Da die Transformation von Wechselstrom vergleichsweise aufwändig ist, wird hier der Einsatz eines Getriebes vor dem Generator gewählt. Dieses soll als Ausgangsdrehzahl die Propellerdrehzahl liefern, so dass keine weitere Anpassung erforderlich ist. Das Getriebe ist folglich das gleiche wie im Referenztriebwerk. Die durch die Getriebeuntersetzung in den elektrischen Leitungen vorhandene Frequenz von $f = 20 \text{ Hz}$ verursacht eine Skintiefe von $\delta = 18,8 \text{ mm}$, was der gleichen Größenordnung des Leiterdurchmessers entspricht. Für das hier gewählte Setup ergibt sich ein Wirkungsgrad des Leiters zu $\eta_{Leit} = 0,9966$, womit die Effizienz des gesamten elektrischen Systems

$$\eta_{el-Sys} = \eta_{Mot} \cdot \eta_{Leit} \cdot \eta_{Gen} = 0,8994$$

beträgt. Die entstehenden Gewichte sind in Tabelle 4.4 aufgezeigt. Der Generator wird hier mit derselben Leistungsdichte wie der Motor berechnet, da er wegen des Getriebes bei gleicher Drehzahl wie der Motor betrieben wird.

Tabelle 4.4: Massenauswirkungen *tu-el dir* Konzept für eine Antriebseinheit

Triebwerk	Masse [kg]
Gasturbine	451,1
Getriebe	80,0
Generator ($U_{Gen} = 580V$)	440,5
Motor ($U_{Mot} = 580V$)	412,9
Peripherie	
Leitungen ($U_{Leit} = 580V$)	275,3
Kühlsystem	15,2
gesamt Triebwerk	1.675,0
Differenz DLR127	+1.193,3

Obwohl diese Konfiguration auf den ersten Blick einfacher aufgebaut ist als die leistungsgeregelte Variante, liegt das Gesamtgewicht dieses Triebwerks höher. Das ist vor allem auf die hier deutlich schwereren Leitungen und auf die Notwendigkeit des Getriebes zurückzuführen.

Auch diese turbo-elektrische Antriebskonfiguration arbeitet weniger effizient als das Referenztriebwerk. Durch das hier noch im erhöhten Umfang vorliegende Mehrgewicht wird es auf Missionsbetrachtung folglich auch Mehrverbräuche generieren.

Zwischen den hier entwickelten turbo-elektrischen Konzepten sind noch weitere Varianten denkbar. Es können beispielsweise eine Transformation auf ein höheres Leiterspannungsniveau oder andere Möglichkeiten zur Drehzahl bzw. Frequenzanpassung betrachtet werden. Der Einsatz turbo-elektrischer Antriebe wird jedoch erst bei supraleitenden elektrischen Komponenten sinnvoll, da die Verluste hierdurch auf ein fast zu vernachlässigendes Niveau sinken.

4.3. Hybrid-elektrische Konzepte

Die hybriden Konzepte sehen eine Bereitstellung der für den Antrieb benötigten Energie aus zwei Trägern vor. Neben der Gasturbine ist eine Batterie vorgesehen. Die Energieträger können in den unterschiedlichen Flugphasen so belastet werden, dass das Gesamtsystem möglichst leicht ausgeführt und effizient betrieben werden kann. Mit einem aufladbaren Speicher an Bord ist auch eine Aufladung der Batterien während des Sinkfluges denkbar. Bei der Auslegung der Batterie muss — neben der Dimensionierung auf Basis der Energiedichte — die Anforderung an Leistungsdichte beachtet werden. Speziell wenn der elektrische Antrieb während des Takeoffs als Unterstützung ausgelegt wird, ist die Leistungsanforderung an die Batterie hoch. Daher muss überprüft werden, ob die Leistungsdichte in Kombination mit der gewählten Energiedichte umsetzbar bleibt.

Die Ladezeiten der Batterien zwischen Flügen hängen im Wesentlichen von der vorhandenen Ladeinfrastruktur ab. Bei ausreichender elektrischer Leistungsfähigkeit des Anschlusses sollten Ladezeiten in der Größenordnung einer Stunde möglich sein. Eine Alternative dazu wäre der Austausch der Batterie am Flughafen.

In den folgenden Absätzen werden zwei hybrid-elektrische Antriebskonfigurationen mit unterschiedlichen Ansätzen untersucht.

4.3.1. Hybrid-elektrisch - seriell (*hy-el se*)

Im seriellen hybrid-elektrischen Triebwerk (*hy-el se*) ist ein Elektromotor auf der Leistungswelle der Gasturbine platziert, der durch eine Batterie gespeist wird. Die Turbokomponenten werden entsprechend der elektrisch erbrachten Leistung kleiner dimensioniert. Kritische Punkte dieses Konzeptes sind der Bauraum und das Temperaturverhalten. Alle Komponenten sind räumlich sehr nah angeordnet. Der Elektromotor muss so positioniert

werden, dass er keinen zusätzlichen Wärmeeintrag von der Gasturbineneinheit erhält. Um diesen Anforderungen gerecht zu werden, scheint die Platzierung des Motors vor den Turboeinheiten oder am Getriebe sinnvoll. Die prinzipielle Anordnung der Komponenten ist in Abbildung 4.3 dargestellt. Der Übersicht halber ist der Elektromotor hier hinter der GT angeordnet.

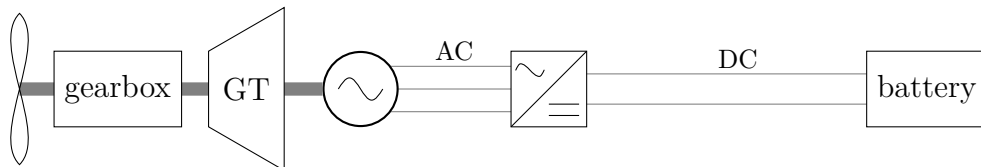


Abbildung 4.3: Prinzipskizze *hy-el se* Antriebskonfiguration

Der Wirkungsgrad des elektrischen Systems setzt sich wie folgt zusammen:

$$\eta_{el-Sys} = \eta_{Mot} \cdot \eta_{LE} \cdot \eta_{Leit} \cdot \eta_{Bat} = 0,9152$$

Der Elektromotor erzeugt jeweils während des Takeoffs und Climbs einen Teil der Leistung. Da dies auslegungsrelevante Betriebspunkte der Gasturbine sind, kann sie dementsprechend kleiner dimensioniert werden. Das heißt: Das kleinere Triebwerk wird im Cruise höher belastet und dadurch wärmer. Um dieses Verhalten im Modell nachzubilden, wird in dieser Konfiguration die Gasturbine skaliert. Eine weitere Möglichkeit, die durch elektrische Reserven abgedeckt werden kann, ist ein Durchstarten im Landeanflug. Die hierfür notwendige Energie kann während des Sinkfluges generiert werden. Folglich verkürzen sich Ladezeiten am Flughafen. Für solche kritischen Punkte, die kurzzeitig hohe Last erfordern, können elektrische Maschinen zeitlich begrenzt überlastet werden.

Auch für diese Konfiguration werden die Gewichte aller Komponenten berechnet. Die Batterie wird auf die für Takeoff und Climb nötige Energie ausgelegt.

Die Skalierung der Gasturbinen erfolgt über die Wahl des Designpunktes. Dieser wird mit niedrigerer Schub- und Leistungsanforderung gewählt, so dass sich ein kleinerer Massenstrom einstellt, was einem kleineren Triebwerk entspricht. Alle triebwerksbezogenen Werte wie Komponentenwirkungsgrade, Druckverhältnisse oder FAR bleiben unverändert zur Referenz, um die Vergleichbarkeit zu erhalten. Der Leistungsbeiwert des Propellers kann nicht unverändert zum Referenzmodell bleiben, da sich wegen des Designpunktes

bei niedrigerer Leistung ein anderer Leistungsbeiwert einstellt (vgl. Gleichung C.2). Diese Auswirkung auf das Propellerdesign sollte bei Auslegungen von Propellern in diesem funktionellen Zusammenhang beachtet werden. Die Zusatzleistung durch die Batterie ist in diesem Konzept frei wählbar. Aufgrund von Restriktionen im MTOW des Flugzeugs werden hier zwei Abstufungen ausgeführt.

hy-el se 10 In der Konfiguration *hy-el se 10* wird während des Takeoffs und während des Climbs eine konstante Leistung von $P_{el} = 214,7 \text{ kW}$ elektrisch erbracht. Das entspricht 10 % der Takeoff-Leistung. Die Zusammensetzung des Triebwerksgewichts wird in Tabelle 4.5 dargestellt.

Tabelle 4.5: Massenauswirkungen *hy-el se 10* Konzept für eine Antriebseinheit

Antriebseinheit	Masse [kg]
Triebwerk	
Gasturbine	361,5
Motor ($U_{Mot} = 580V$)	22,6
Getriebe	80,0
Peripherie	
DC-DC Wandler	3,8
Leitungen ($U_{Leit} = 580V$)	20,5
Leistungselektronik	16,2
Kühlsystem	1,1
gesamt Triebwerk	505,7
Differenz DLR127	+24,0
Batterie	292,0
Treibstoff Einsparung	-7,5
Differenz Antriebseinheit	301,1

Die Spannung der Leitung ist hier aufgrund der vergleichsweise geringen zu übertragenden Leistung auf dem gleichen Niveau gewählt wie bei dem Motor. Da das Leitungsgewicht noch moderat ist, wird zugunsten niedrigerer Komplexität auf eine Transformation verzichtet. Das Gesamtgewicht dieser Antriebseinheit inklusive des Batteriegewichts fällt nur geringfügig schwerer aus als das Referenztriebwerk. Da sich die Leistungsdichten der Gasturbine und der elektrischen Maschine in der gleichen Größenordnung bewegen, entspricht das Mehrgewicht in etwa der Batteriemasse. Die Masse der Batterie liegt bedeutend höher, als die Masse des Treibstoffs, der durch den Einsatz der elektrischen Komponenten eingespart werden kann. Dieser ist hier noch überschlägig anhand der während Takeoff und Climb

zugeführten Energie angenommen. Die Leistungsdichte der Batterie beträgt 0,80 kW/kg und liegt damit an der Grenze des für Hochenergie-Batterien zulässigen Bereichs.

hy-el se 40 Im *hy-el se 40* Konzept werden 40 % der Takeoff-Leistung durch den Elektromotor erbracht. Das entspricht $P_{el} = 858,8 \text{ kW}$ während des kompletten Steigvorgangs. Tabelle 4.6 führt die Massen der Komponenten auf.

Tabelle 4.6: Massenauswirkungen *hy-el se 40* Konzept für eine Antriebseinheit

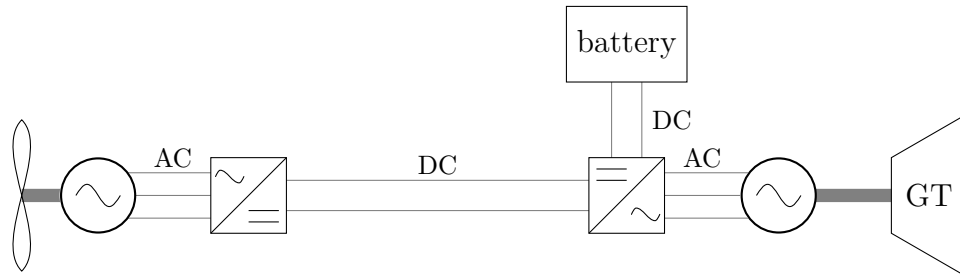
Antriebseinheit	Masse [kg]
Triebwerk	
Gasturbine	241,0
Motor ($U_{Mot} = 580V$)	90,4
Getriebe	80,0
Peripherie	
DC-DC Wandler	15,0
Leitungen ($U_{Leit} = 580V$)	103,3
Leistungselektronik	65,0
Kühlsystem	4,4
gesamt Triebwerk	599,0
Differenz DLR127	+117,3
Batterie	1263,6
Treibstoff Einsparung	-30,0
Differenz Antriebseinheit	1321,1

Die Auslegung der Komponenten ist hier an die Größe der Batterie angelehnt. Durch die Wahl der Batterie bleibt die Transportaufgabe erfüllbar und das MTOW kann eingehalten werden. Die Leistungsdichte der Batterie beträgt 0,74 kW/kg und nähert sich folglich der grenzwertigen Belastung.

4.3.2. Hybrid-elektrisch - parallel (*hy-el pa*)

Im parallelen hybrid-elektrischen Konzept (*hy-el pa*) sind die Gasturbine und der elektrische Antrieb entkoppelt. Der Aufbau ist ähnlich der *tu-el lg* Konfiguration. (Skizze in Abbildung 4.4) Im Unterschied dazu wird nicht die komplette Leistung durch den Generator bereitgestellt.

Ein Teil der Leistung wird durch die Batterie zur Verfügung gestellt. Dieser ist auch mit 10 % der Takeoff-Leistung angesetzt. Die Gasturbine und der Generator werden dadurch

Abbildung 4.4: Prinzipskizze *hy-el pa* Antriebskonfiguration

entsprechend kleiner. Durch die Batterie entsteht jedoch weiteres Zusatzgewicht. Die Leistungsdichte der Batterie ist unverändert zum *hy-el se 10* Konzept und folglich im Bereich des Realisierbaren. Der Wirkungsgrad des elektrischen Systems ist bei reinem Generatorbetrieb identisch zum *tu-el lg* Konzept $\eta_{el-Sys} = 0,8562$. Bei zusätzlicher Einspeisung von elektrischer Energie aus der Batterie ergibt sich ein Mischwert, der von der aktuellen Schubanforderung abhängt. Dieser wird sich jedoch nicht wesentlich unterscheiden. Tabelle 4.7 stellt die Gewichte der Komponenten dar.

Tabelle 4.7: Massenauswirkungen *hy-el pa* Konzept für eine Antriebseinheit

Antriebseinheit	Masse [kg]
Triebwerk	
Gasturbine	411,7
Generator ($U_{Gen} = 580V$)	331,8
Motor ($U_{Mot} = 580V$)	412,9
Peripherie	
DC-DC Wandler	3,8
Leitungen ($U_{Leit} = 1000V$)	111,2
2 Leistungselektroniken	300,3
Kühlsystem	18,3
gesamt Triebwerk	1.589,9
Differenz DLR127	+1.108,2
Batterie	584,0
Treibstoff Einsparung	-15,0
Differenz Antriebseinheit	1.385,2

Auch diese Konfiguration schöpft das MTOW der ATR72 voll aus. Zudem ist sie technisch am aufwändigsten, da eine Vielzahl von Komponenten zum Einsatz kommt. Dadurch ergeben sich — wie in den turbo-elektrischen Konzepten — bedeutende Nachteile.

4.4. Rein elektrisches Konzept (*r-e*)

Das rein elektrische Konzept ist hinsichtlich seines Aufbaus übersichtlich. Abbildung 4.5 skizziert die prinzipielle Anordnung der Komponenten.

Abbildung 4.5: Prinzipskizze *r-e* Antriebskonfiguration



Eine Batterie liefert die Leistung, die den Elektromotor antreibt. Dazwischen ist eine Leistungselektronik notwendig. Daraus ergibt sich der Wirkungsgrad des elektrischen Systems analog zu den *hy-el se* Konzepten zu $\eta_{el-Sys} = 0,9152$. Tabelle 4.8 zeigt die Massen.

Tabelle 4.8: Massenauswirkungen *r-e* Konzept für eine Antriebseinheit

Antriebseinheit	Masse [kg]
Triebwerk	
Motor ($U_{Mot} = 580V$)	412,9
Peripherie	
DC-DC Wandler	37,5
Leitungen ($U_{Leit} = 1000V$)	111,2
Leistungselektronik	158,0
Kühlsystem	10,9
gesamt Triebwerk	730,6
Differenz DLR127	+248,9
Batterie	7.742,5
Treibstoff Einsparung	-306,9
Differenz Antriebseinheit	7.377,6

Das reine Triebwerk inklusive der Leistungselektronik und Leitungen ist bereits schwerer als das Referenztriebwerk. Dabei wird das Batteriegewicht hier noch überschlägig bestimmt. Der erhöhte Leistungsbedarf aufgrund der Batteriemasse ist nicht berücksichtigt. Durch ihn würde das Batteriegewicht noch größer. Die Machbarkeit dieser Konfiguration ist durch das Gewicht der Batterie ausgeschlossen. Das maximum takeoff weight (MTOW) des Flugzeugs wird deutlich überschritten.

Um einen Ausblick für rein elektrische Antriebskonfigurationen zu geben, wird hier die für

die Vergleichsmission erforderliche Energiedichte bestimmt. Sie beträgt $ed = 812 \text{ Wh/kg}$ und liegt damit gut vier Mal so hoch wie der hier für aktuell verfügbare Batterien angenommene Wert. Darin sind jedoch noch keine Reserven berücksichtigt.

4.5. Auswirkungen auf das Flugzeuggewicht

Um bei den in Kapitel 5 beschriebenen Flugmissionsanalysen ein vergleichbares Szenario darzustellen, wird für alle Konfigurationen eine einheitliche Transportaufgabe untersucht. Da hier keine Änderungen am Flugzeug vorgenommen werden sollen, wird das Payload soweit reduziert, dass bei den schwersten Antriebskonzepten das MTOW des Flugzeugs ATR72 nicht überschritten wird. Folglich wird bei den leichteren Konfigurationen und beim Referenzmodell weniger Payload bewegt, als möglich wäre.

Um dies zu veranschaulichen werden in Tabelle 4.9 die Auswirkungen der Antriebskonfigurationen auf das Flugzeuggewicht gegenübergestellt. Mit dem hier gewählten Payload wird auch für die schwerste Antriebskonfiguration das MTOW eingehalten. Das *r-e*-Konzept ist aufgrund der erheblichen Zusatzmassen von den weiterführenden Betrachtungen ausgeschlossen.

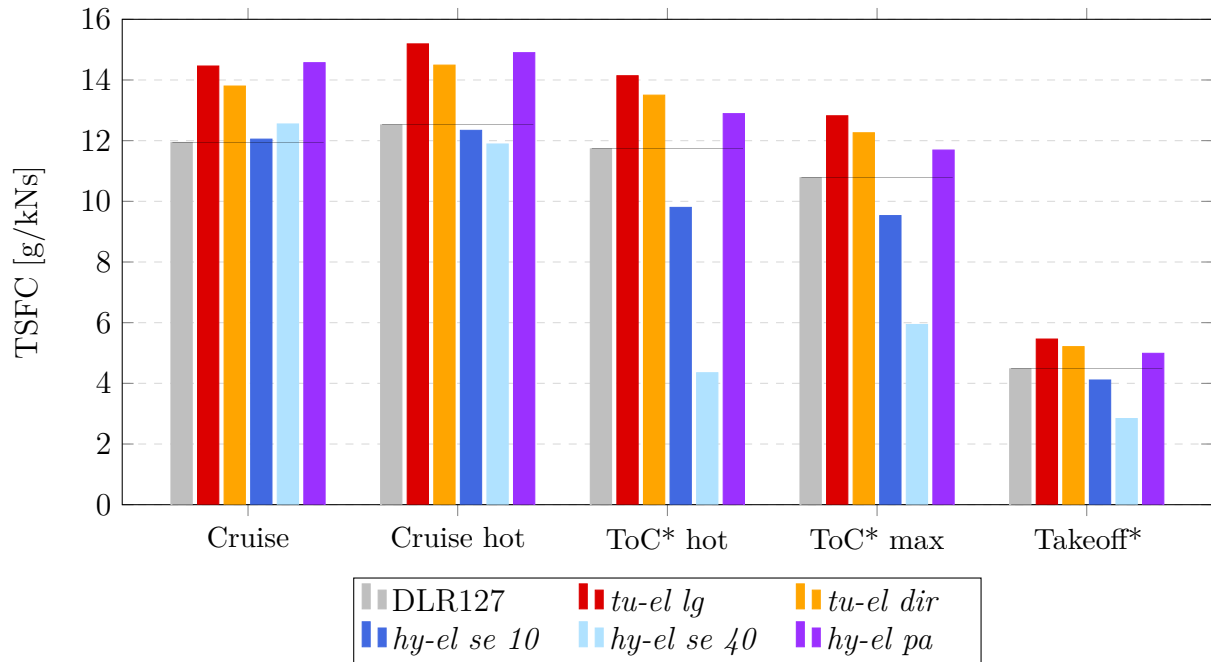
Tabelle 4.9: Triebwerks- und Flugzeugmassen der Antriebskonfigurationen

	<i>tu-el lg</i>	<i>tu-el dir</i>	<i>hy-el se 10</i>	<i>hy-el se 40</i>	<i>hy-el pa</i>	<i>r-e</i>
	Massen [kg]					
TW gesamt	1.632,7	1.675,0	505,7	599,0	1.589,9	730,6
Δ DLR127	+1.151,0	+1.193,3	+24,0	+117,3	+1.108,2	+248,9
Batterie	-	-	584,0	2.527,3	584,0	14.754,6
OEW	15.302	15.387	13.602	15.642,1	15.770	27.755,2
Payload				4.974		

4.6. Gegenüberstellung von Performancewerten

Für einen ersten Vergleich der Konfigurationen werden die schubbezogenen spezifischen Kraftstoffverbräuche gegenübergestellt. Dafür werden vorerst die in Kapitel 3.1 beschriebenen Betriebspunkte betrachtet. Eine Gegenüberstellung erfolgt in Abbildung 4.6.

Die hier gewählte Farbcodierung wird für alle folgenden Graphiken, die Konzepte vergleichen, übernommen.



*ToC und Takeoff werden in hybriden Konzepten mit elektrischer Leistung aus der Batterie unterstützt

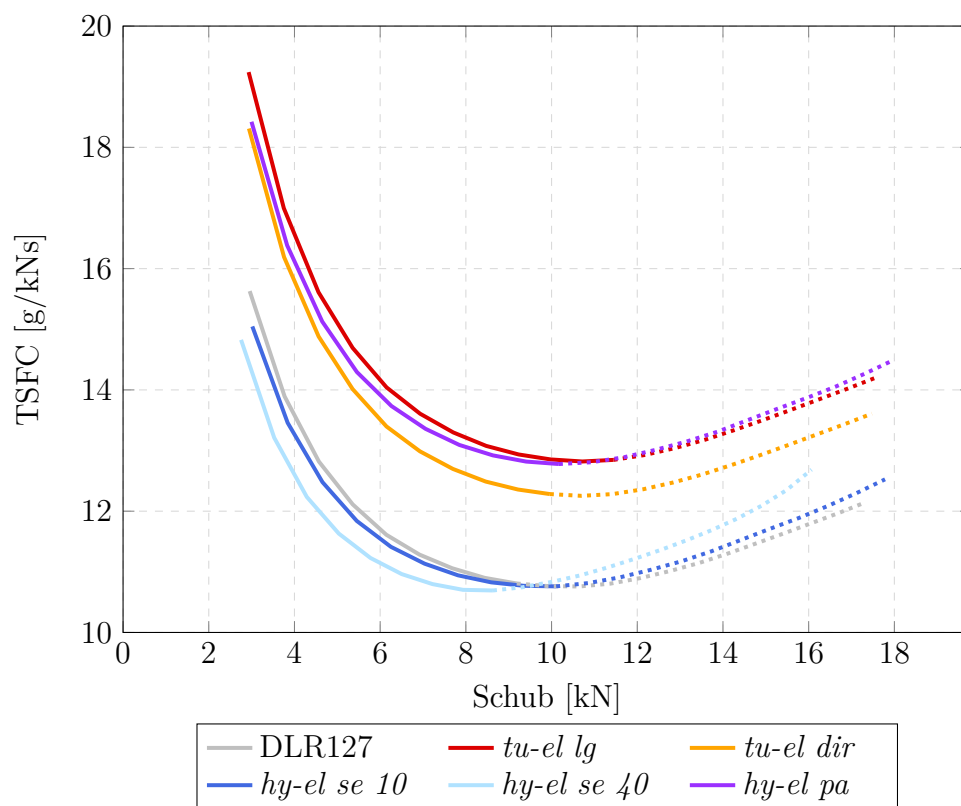
Abbildung 4.6: Auswirkungen der Antriebskonfigurationen auf die TSFC

Aus den Säulen wird ersichtlich, dass die turbo-elektrischen Konzepte in allen Punkten höhere Brennstoffverbräuche haben als die Referenz. Dies ist mit den oben genannten mehrfachen Wandlungen und deren Verlusten zu begründen. Die turbo-elektrische Ausführung mit Leistungselektronik liegt im spezifischen Kraftstoffverbrauch entsprechend der zusätzlichen Umformung des Stroms zwischen Motor und Generator noch einmal höher. Bei den hybrid-elektrischen Konfigurationen muss unterschieden werden. Die parallele Anordnung (*hy-el pa*), die große Ähnlichkeiten zur turbo-elektrischen Konfiguration hat, liegt in den Cruise Punkten jeweils auf sehr ähnlichem Niveau. Die Abweichungen entstehen durch die kleiner skalierte Gasturbine und daher veränderter Betriebscharakteristik. In den Climb Punkten gibt es durch die zusätzlich elektrisch erbrachte Leistung Einsparungen gegenüber dem turbo-elektrischen Konzept. Diese sind jedoch nicht ausreichend, um das niedrigere Niveau der Referenz zu erreichen. Das führt auch hier in allen Punkten zu höheren Verbräuchen.

Die seriell hybrid-elektrischen Anordnungen (*hy-el se*) zeigen beim Cruise vergleichbare Brennstoffverbräuche wie die Referenz. Da auch hier die Gasturbine kleiner skaliert ist, ändert sich das Verhalten leicht. Im Climb sinkt die TSFC, da der Elektromotor hier zugeschaltet wird. Es ist somit die einzige alternative Antriebskonfiguration die Einspar-

potentiale gegenüber der Referenz bietet. Im folgenden Kapitel soll quantifiziert werden, wie sich diese Potentiale bei Betrachtung einer kompletten Flugmission auf den Treibstoffverbrauch auswirken.

Um die Charakteristik der in den hybriden Konzepten geänderten Gasturbinen zu veranschaulichen, sind in Abbildung 4.7 die SFC-Verläufe über den Schub aufgetragen. Diese Verläufe berücksichtigen noch nicht die in den hybriden Konfigurationen zusätzlich aus einer Batterie entnommene elektrische Energie! Dargestellt ist ausschließlich der Schub der Gasturbine.



Verläufe ab Erreichen eines der Temperaturlimits gepunktet dargestellt

Abbildung 4.7: Verläufe der TSFC in Gasturbinen der Konfigurationen

Die Verläufe bestätigen, dass die turbo-elektrischen Konzepte durch die mehrfachen Wandlungen mehr Treibstoff verbrauchen. Deutlich wird die Ähnlichkeit zwischen *tu-el lg* und *hy-el pa* Konzept. Die Wandlungsmechanismen sind in beiden identisch. Im *hy-el pa* Konzept ist jedoch die kleiner skalierte Gasturbine am Optimum bei niedrigerem Schub erkennbar. Die im *tu-el dir* Konzept nicht vorhandene Leistungselektronik zeigt: Diese Anordnung arbeitet insgesamt effizienter. Trotzdem liegt sie noch deutlich oberhalb der Referenz.

Die *hy-el se* Konfigurationen ähneln dem Verhalten der Referenz am meisten. Durch die kleiner skalierte Gasturbine bleibt das TSFC-Optimum auf gleichem Niveau, verschiebt sich jedoch zu einem jeweils niedrigeren Schub. Die gepunkteten Linien aller Konfigurationen stellen den Verlauf ab Überschreitung eines Temperaturlimits (T_4 oder T_{49}) dar. Dieser Bereich ist folglich nicht nutzbar. Praktisch zeigt sich, je näher die Gasturbinen am Temperaturlimit betrieben werden, desto effizienter arbeiten sie.

Das in den überarbeiteten Gasturbinen erhöhte Temperaturniveau zeigt die Notwendigkeit einer Anpassung für diesen Einsatz. Wegen des höheren Temperaturniveaus sollten Gasturbinen für solche Anwendungen beispielsweise über ein angepasstes Kühlsystem verfügen.

4.7. Unsicherheiten bei der Berechnung von Triebwerksmassen

Da einige Parameter bei der Auslegung der Antriebskonfigurationen mit Unsicherheiten verbunden sind, soll untersucht werden, wie sich diese auf das Gewicht des Gesamtsystems auswirken. Dazu wird das Tool GTlab Stochastic verwendet. Mit Hilfe der durchgeführten Analysen lässt sich statistisch bestimmen, mit welcher Wahrscheinlichkeit ein Systemgewicht in einem bestimmten Intervall liegt. Dieses wird als Konfidenzintervall bezeichnet. Darüber hinaus wird eine Sensitivitätsanalyse durchgeführt. Darin wird untersucht, wie Unsicherheiten am Ausgang eines Modells mit den Eingangsgrößen verbunden sind. [67] Zur Bestimmung der Konfidenzintervalle werden alle Parameter mit einer Verteilungsfunktion belegt, in deren Bereich sie sich bewegen können. Für die Parameter wird eine rechteckige, dreieckige oder Gauß-Verteilung festgelegt. Diese Bereiche sind im Anhang E dokumentiert. Abbildung 4.8 zeigt die Ergebnisse der Unsicherheitsanalyse. Als zu untersuchendes Gesamtgewicht wird hier die Masse einer Antriebseinheit gewählt.

Zur Vergleichbarkeit ist die Masse des Referenztriebwerks (ohne Unsicherheiten) als Linie eingezeichnet. Die Systemgewichte überschreiten die Masse des Referenztriebwerks deutlich und die Konzepte haben unterschiedlich große Streubereiche. Die Peaks der Plots entsprechen nicht exakt den Summen der in den Abschnitten 4.2 - 4.4 dargestellten Triebwerks- und Batteriemassen. Die größte Abweichung liegt in der Größenordnung von 5 % (*hy-el se 40*). Der Grund für die Abweichungen ist, dass die Bereiche in denen Unsicherheiten

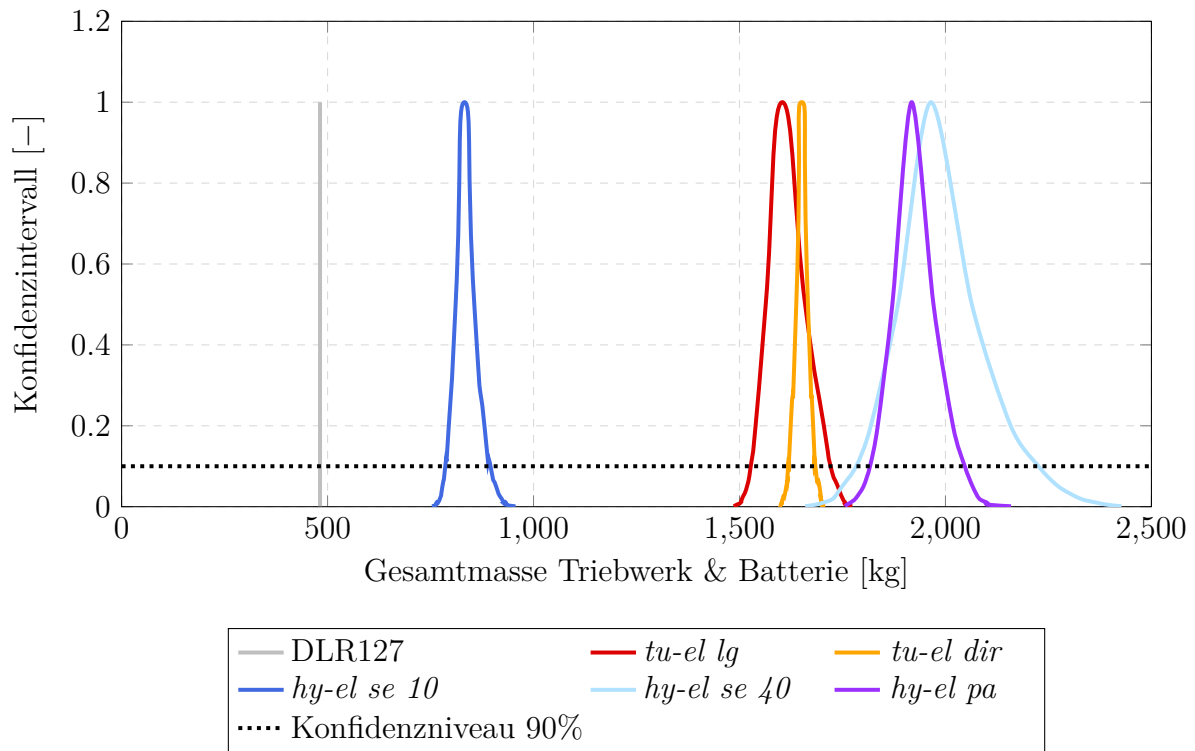


Abbildung 4.8: Ergebnisse der Unsicherheitsanalyse für Antriebseinheiten der Konzepte

angegeben sind, nicht für jeden Parameter symmetrisch um die angenommenen Werte verteilt sind. Die hier dargestellten Peaks entsprechen den Mittelwerten.

Das eingetragene Konfidenzniveau zeigt die Bereiche, in denen die wahre Gesamtmasse zu 90 % Wahrscheinlichkeit liegt. Sie sind unterschiedlich groß. Für das *hy-el se 10* Konzept liegt er bei 785,7 - 895,6 kg, für *hy-el se 40* bei 1783,2 - 2226,0 kg. Die hauptsächlichen Verursacher für Unsicherheiten sind Batterie und Leistungselektronik. Die Konzepte, bei denen diese Komponenten vorhanden sind, zeigen größere Konfidenzintervalle. Der Einfluss steigt mit zunehmender Masse der Komponenten. Die im Anhang E dargestellten Sensitivitäten zeigen weitere Einflussfaktoren für Unsicherheiten und deren Gewichtung. Die Untersuchung der Unsicherheiten zeigt die Plausibilität der vorangehenden Gewichtsabschätzungen. Auch durch teilweise größere Bereiche der Eingangswerte werden die Gesamtgewichte einer Antriebseinheit nicht signifikant beeinflusst.

4.8. Konzeptüberblick bei Technologielevel 2025

Bezugnehmend auf die im Abschnitt 4.1.2 getroffenen Annahmen werden erneut Triebwerks- und Batteriemassen bestimmt. Das Vorgehen ist analog zu dem in vorangehenden Abschnit-

ten beschrieben. Für das extrapolierte Technologielevel werden nur die resultierenden Massen dargestellt. Tabelle 4.10 zeigt die sich durch veränderte Komponententechnologie ergebenden Werte.

Tabelle 4.10: Triebwerks- und Flugzeugmassen bei Technologielevel 2025

	<i>tu-el lg</i>	<i>tu-el dir</i>	<i>hy-el se 10</i>	<i>hy-el se 40</i>	<i>hy-el pa</i>	<i>r-e</i>
	Massen [kg]					
TW gesamt	1.310,7	1.382,3	494,5	554,2	1.457,4	542,0
Δ DLR127	+829,0	+900,6	+12,8	+72,5	+961,0	+60,3
Batterie	-	-	375,6	1567,4	375,6	9.957,3
OEW	14.658	14.801	13.371	14.593	14.922	21.850

Trotz besserer Wirkungsgrade und Leistungsdichten entstehen bei den Konzepten *tu-el lg*, *tu-el dir* und *hy-el pa* erneut erhebliche Massenzuwächse. Die Triebwerke sind immer noch ungefähr um Faktor drei schwerer als die Referenz.

Die *hy-el se* Konfigurationen reduzieren ihren Gewichtszuwachs durch die Batterie spürbar. Mit der weiterentwickelten Technologie wären größere Transportaufgaben bewältigbar, die näher an die Möglichkeiten der ATR72 herankommen. Um für die Flugmissionsrechnungen die Vergleichbarkeit unterhalb der Technologielevel beizubehalten, wird das für Technologielevel 2017 gewählte Payload (siehe Abschnitt 4.5) nicht verändert.

Bei der Erhöhung der Energiedichten der Batterien zeigt sich, dass unter den hier vorhandenen Anforderungen die Forderungen an Leistungsdichte aktueller Batterien (mit 1,19 kW/kg für *hy-el se 10* und *hy-el pa* und 1,14 kW/kg für *hy-el se 40*) nicht mehr erfüllt sind. Mit zunehmender Energiedichte steigen folglich die Anforderungen an die Leistungsdichte, was eine zusätzliche Herausforderung für die Entwicklung bedeutet.

5. Flugmissionsrechnungen

Zur Ermittlung des Treibstoffbedarfes auf Flugzeugebene, werden die Leistungsdaten der Triebwerksmodelle mit einem Flugzeugmodell gekoppelt. Darin werden Daten wie Gewicht, Schubanforderungen, Flugzeugpolare, charakteristische Gewichte und das L/D-Verhältnis berücksichtigt. Dabei werden einige Daten über den Flug variabel gehandhabt. Dazu gehören beispielsweise Flughöhe, Schub, Geschwindigkeit bzw. Machzahl, Auftrieb und Widerstand sowie das Gewicht aufgrund des Treibstoffverbrauchs.

Der erste Schritt zur Berechnung der Flugmission ist die Erstellung eines Decks. Dieses ist eine mehrdimensionale Matrix, in der alle Betriebspunkte des Triebwerks berechnet sind. Es wird im einfacheren Fall als Rechteck (Alt über Ma) oder als Polygon angelegt. Ein Polygon ist sinnvoll, da die Kombinationen aus niedriger Machzahl und großer Flughöhe sowie großer Machzahl und niedriger Flughöhe in der Praxis nicht auftauchen. Abbildung 5.1 zeigt die Kombinationen aus Machzahl und Flughöhe, für die das Deck im GTlab Performance Modul berechnet wurde.

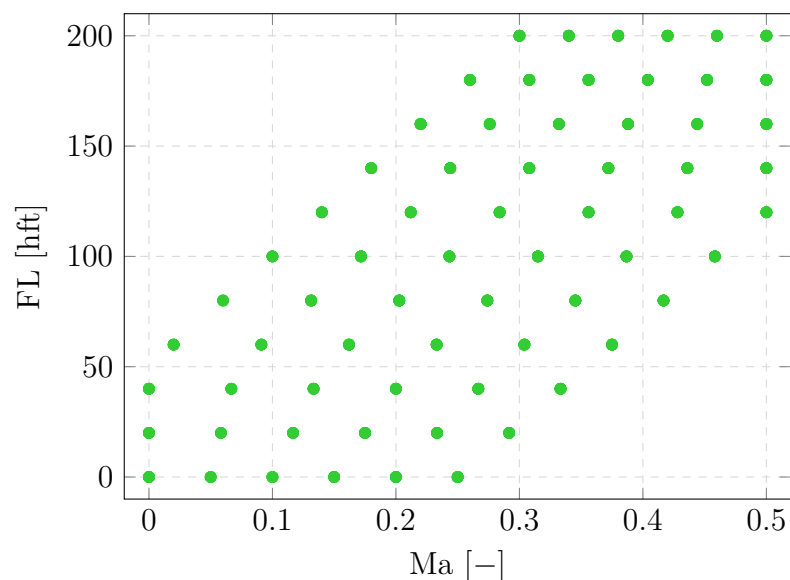


Abbildung 5.1: FL vs. Ma im Performance Deck DLR127

Für jeden dargestellten Punkt ist eine Betriebslinie hinterlegt, wobei der Lastparameter — hier die Leistung der *Turb_Power* — variiert wurde.

Die Flugmission wird basierend auf den Daten des Decks berechnet. Dies geschieht mit

dem Modul *GTlab Flight*. Hierfür werden in einer Inputdatei alle Bedingungen für die Mission angelegt. Neben dem Performance Deck, werden Daten des Flugzeugs angegeben. Wichtig sind das Gewicht sowie die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte, die abhängig von der Flugphase sind. Sie werden aus der Base of Aircraft Data (BADA) Datenbank entnommen. Diese Daten sind im Anhang F dokumentiert. Über die Beiwerte und das Gewicht kann der erforderliche Schub bestimmt werden.

Nach der Initialisierung des Flugzeugs und des Triebwerks, wird die Mission definiert. Diese wird in Segmente gegliedert angegeben (beispielsweise Takeoff, Climb, Cruise, Descent und Landing). In der Definition eines Segments wird die Aircraft Configuration gespeichert. Sie ordnet den Werten der BADA Datenbank die Flugphase zu. So werden beispielsweise beim Takeoff und Landing erhöhte Widerstände durch ausgefahrene Fahrwerke und gesetzte Klappen berücksichtigt. Die Charakteristik eines Flugsegments wird über zwei sogenannte Presets angegeben. Sie definieren Werte, die im Segment konstant bleiben, z.B. die Steigrate oder Machzahl. Um ein Ende des Segments anzugeben, wird ein Limit definiert. Dies kann bspw. eine Flughöhe, zurückgelegte Strecke oder Zeit sein.

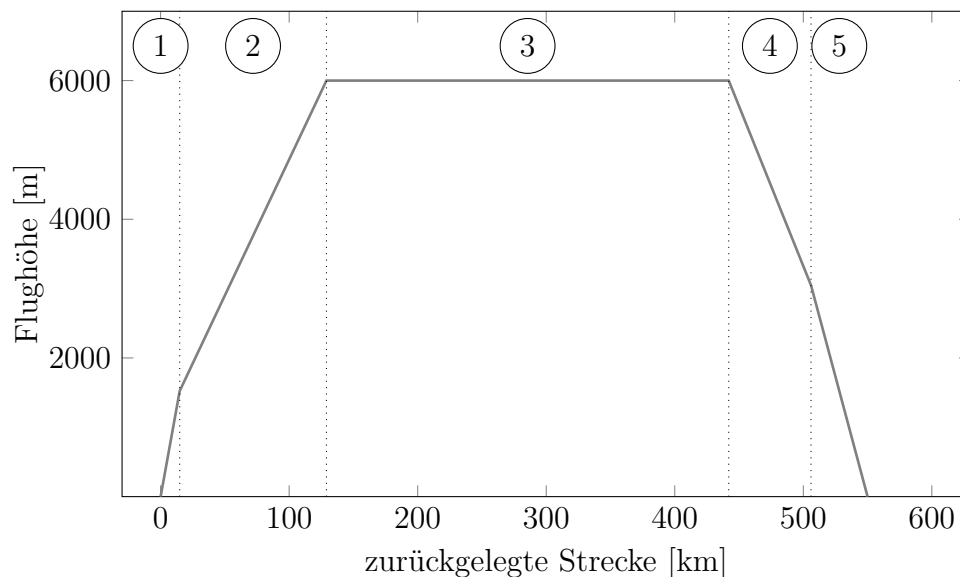


Abbildung 5.2: Höhenprofil der Flugmission (Segmente 1,2,4,5 nach [68])

In Abbildung 5.2 ist die Trajektorie der hier betrachteten Mission dargestellt. Sie wird für die Missionsrechnungen aller Antriebskonfigurationen verwendet. Darin sind die Segmente nummeriert, in die die Flugmission gegliedert ist. Eine detailliertere Beschreibung der Segmente befindet sich in Anhang F. Betrachtet wird eine 300 nm Mission. Diese ist im

Vergleich zu größeren Verkehrsflugzeugen eher kurz, entspricht für regionale Flugzeuge jedoch einer typischen Fluglänge [5].

Das Programm GTlab Flight berechnet in angegebenen Schrittweiten, welche Schubanforderungen bestehen. Damit werden aus dem Deck die Massenströme des Treibstoffs interpoliert. So lässt sich für jedes Segment und die gesamte Mission die verbrauchte Masse angeben.

5.1. Validierung

Um eine Grundlage für den Vergleich der elektrischen Antriebskonfigurationen zu erhalten, werden zu Beginn Missionsanalysen mit dem in Kapitel 3 beschriebenen Triebwerk DLR127 anhand des Flugzeugs ATR72 durchgeführt. Zur Validierung des Modells werden eine 200 nm und eine 300 nm Mission gerechnet und die Ergebnisse mit den Herstellerangaben verglichen. In der 200 nm Mission werden die gleichen Steig- und Sinkraten verwendet. Jedoch ist die Reiseflughöhe der 200 nm Mission bei $Alt = 5000\text{ m}$ niedriger gewählt.

Die Simulation des tiefen Teillastbereiches mit dem Triebwerksmodell ist mit größeren Unsicherheiten behaftet, beispielsweise durch unbekannte Regelung des Triebwerks. Folglich wird in den Modellen die Treibstoffmenge für Takeoff und Taxi nicht simuliert, sondern als Offset-Segmente in der Mission angegeben. Dafür werden die Leistungen und Fuelmassenströme laut FOI Datenbank [64] verwendet und die Zeiten nach LTO Cycle [69].

Abbildung 5.3 zeigt die Entwicklung des auf den Missionen verbrauchten Treibstoffs und die Herstellerangaben.

Die Missionsverbräuche zeigen prinzipiell während Takeoff und Climb einen steilen Anstieg des verbrauchten Treibstoffs. Im Cruise ist der Anstieg nahezu konstant, im Sinkflug zu Beginn niedriger und gegen Ende wieder etwas steiler. Der Sprung am Ende der Mission entsteht durch den Aufenthalt am Flughafen, während dem das Triebwerk läuft, jedoch keine nennenswerte Strecke zurücklegt. Der Aufenthalt im Taxi-Segment beträgt laut LTO-Cycle [69] 26 min. Die Abweichungen der Missionsverbräuche des Modells von den Herstellerangaben betragen +3,0 % und -6,4 %. Das Modell wird somit als validiert betrachtet.

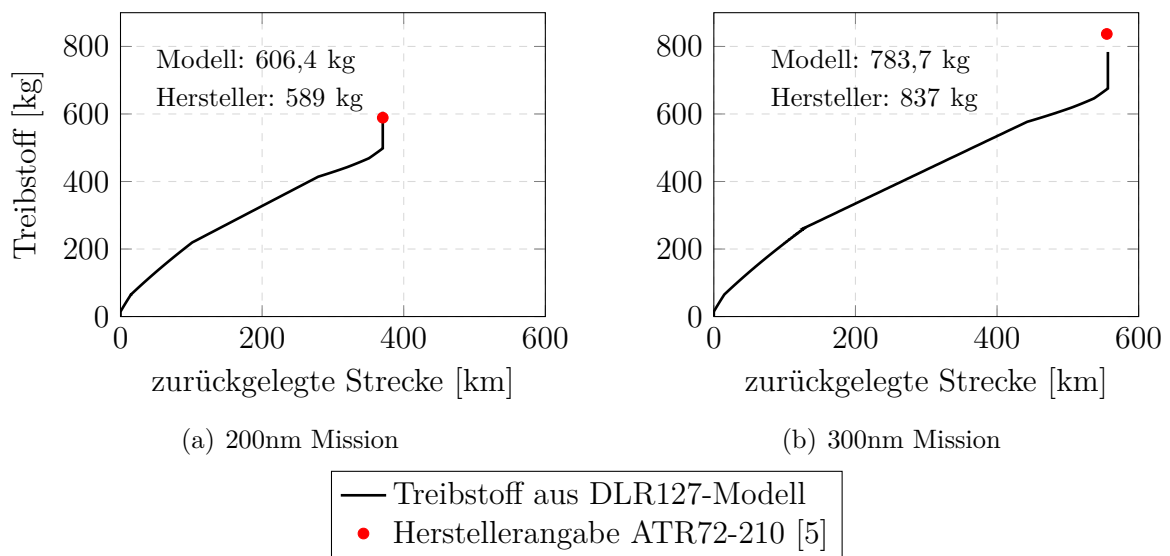


Abbildung 5.3: Treibstoffbedarf auf Referenzmissionen

5.2. Variationsrechnung Landegewicht

Zur Bestimmung des Gewichtseinflusses wird das Landegewicht der Mission variiert. Dazu wird der Referenzantrieb verwendet und im Programm GTlab Flight eine Iteration auf das Landegewicht verwendet. Darin wird das Startgewicht in mehreren Schritten ermittelt, da zu Beginn nicht bekannt ist, wie viel Treibstoff notwendig ist, um das Flugzeug mit dem geforderten Payload zu bewegen.

Das operational empty weight (OEW) der ATR72 beträgt 13.000 kg. Dazu wird das Payload von 0 bis zum Maximum von 7.000 kg variiert. Der benötigte Treibstoff ist in Abbildung 5.4 aufgetragen.

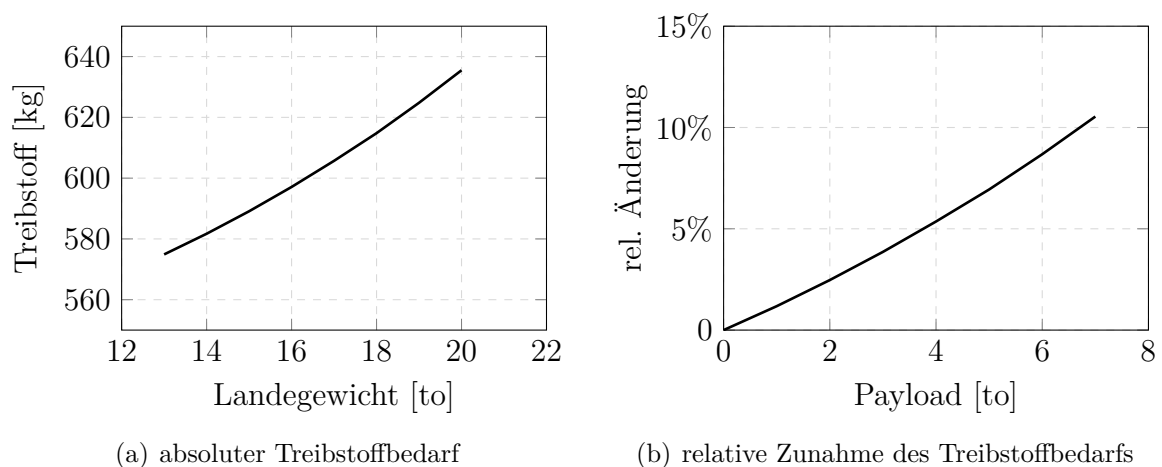


Abbildung 5.4: Treibstoffbedarf bei Variation des Landegewichtes

Die absolute Änderung des Treibstoffverbrauchs zwischen Landegewicht bei OEW und mit maximalem Payload beträgt $\Delta m_{fuel} = 60,6 \text{ kg}$. Das entspricht einer relativen Änderung von gut 10 %. Der Verlauf des Mehrverbrauchs aufgrund des Payloads ist fast linear. Die Rate des Zusatzverbrauchs beträgt zwischen $0,0068 - 0,0087 \text{ kg}_{fuel}/\text{kg}_{payload}$.

Ein Grund für das unempfindliche Ansprechverhalten des Treibstoffverbrauchs aufgrund des Transportgewichts ist die kurze Missionslänge. Auf längeren Strecken sind deutlichere Auswirkungen zu erwarten. Ein weiterer Grund liegt im Auftriebsverhalten des Flugzeugs. Bei niedriger Beladung ist das L/D-Verhältnis geringer als bei hoher. Das wirkt sich zu Ungunsten der niedrigen Beladung aus.

5.3. Flugmissionsrechnung mit alternativen Antriebskonfigurationen bei Technologielevel 2017

Für den Vergleich elektrischer Antriebskonfigurationen mit dem beschriebenen Referenzmodell wird eine leicht vereinfachte Mission verwendet. Sie beinhaltet nicht die als Offset eingestellten Phasen Takeoff und Taxi. Es werden nur die in der Mission modellierten Segmente gewählt, um Fehler bei der Abschätzung der elektrischen Leistungen zu vermeiden, da die Angaben der FOI Datenbank ausschließlich für die konventionelle Triebwerkskonfiguration (Referenz-TW) verwendet werden können.

Das weitere Vorgehen ist vergleichbar mit dem oben beschriebenen. Mit Hilfe der Performance Modelle der elektrischen Konzepte werden Performance Decks berechnet. Die vereinfachte Flugmission wird mit dem Referenztriebwerk und den elektrischen Modellen berechnet.

5.3.1. Treibstoffbedarf

Die Treibstoffbedarfe auf dieser Mission mit den erarbeiteten Antriebskonfigurationen sind in Abbildung 5.5 dargestellt.

Die Konfigurationen *tu-el lg*, *tu-el dir* und *hy-el pa* verursachen erwartungsgemäß auch auf Missionsebene deutliche Mehrverbräuche. Zwischen direkter und leistungsgeregelter Ausführung der turbo-elektrischen Antriebe sind die durch zusätzliche Wandlung erzeugten Verluste und entsprechend der zusätzlich benötigte Treibstoff erkennbar. Die *tu-el dir*

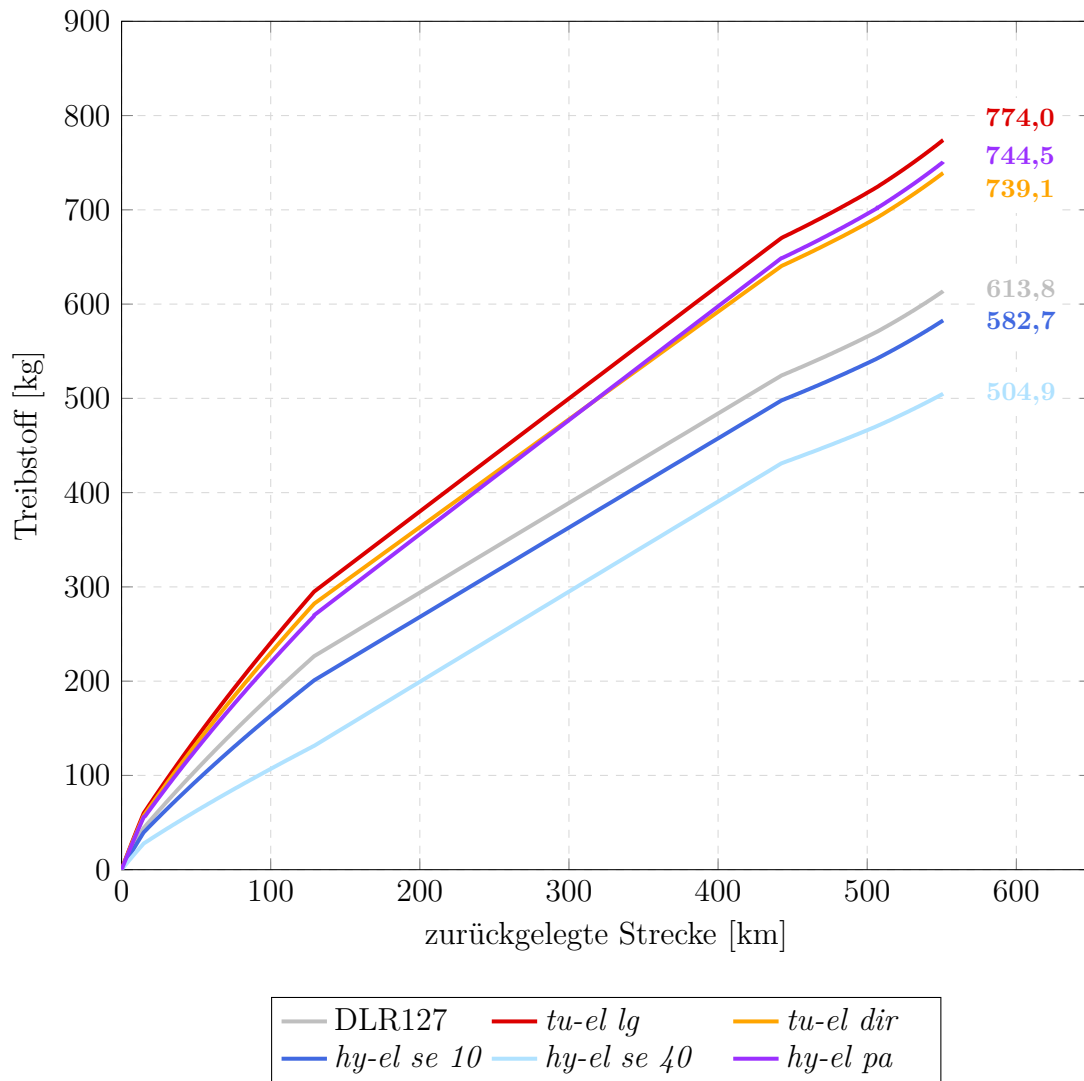


Abbildung 5.5: Treibstoffbedarf mit alternativen Antriebskonfigurationen

Variante hat einen flacheren Anstieg im Treibstoffbedarf, da durch weniger Umwandlungen nicht so viele Verluste entstehen.

Die *hy-el se* Konfigurationen zeigen gegenüber der Referenz Einsparpotentiale. Während des Climbs wird mit elektrischer Leistung unterstützt, so dass weniger Treibstoff benötigt wird. Dieses Ersparnis kann trotz des Mehrgewichts der zu transportierenden Batterie über die gesamte Mission erhalten bleiben. Die nahezu parallelen Verläufe im Cruise Segment verdeutlichen dies. Das Verhalten wird bei der Analyse des Treibstoff-Massenstroms im Abschnitt 5.3.3 näher beschrieben. Die Ersparnis des Treibstoffbedarfs beträgt 5,06 % für das *hy-el se 10* - und 17,7 % für das *hy-el se 40* Konzept.

5.3.2. Energiebedarf

Die auf der Mission benötigte elektrische Energie ist bis dahin noch nicht berücksichtigt. Um sie darzustellen, zeigt Abbildung 5.6 die gesamte auf der Mission benötigte Energie, bestehend aus der im Treibstoff enthaltenen und der elektrischen Energie.

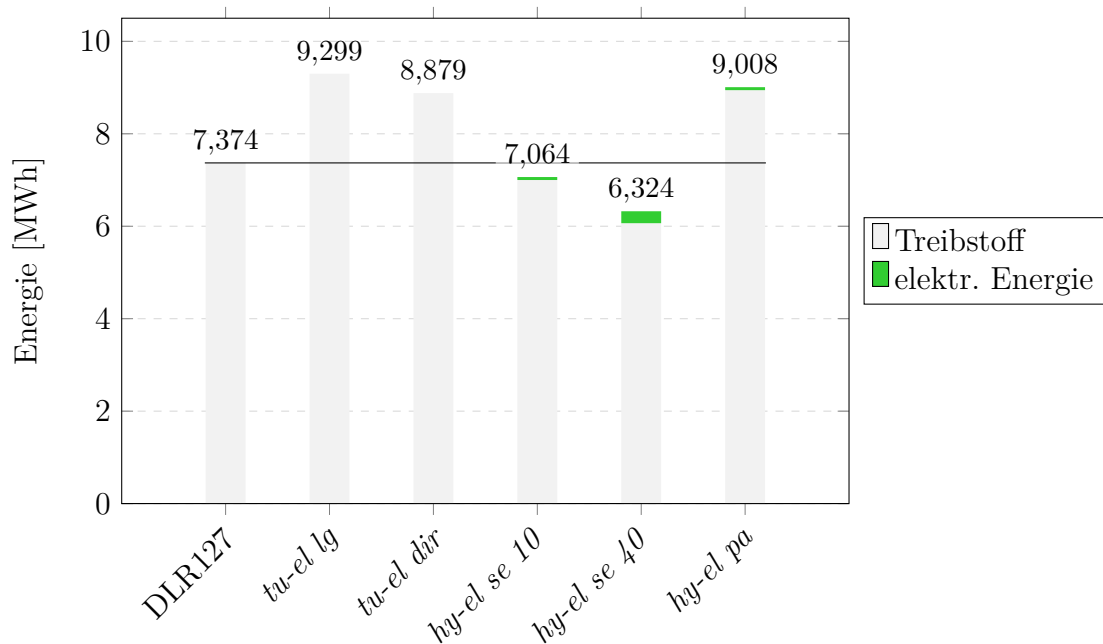


Abbildung 5.6: Energiebedarf auf der Vergleichsmision

Der Anteil elektrisch erbrachter Energie am Energieaufwand der Mission ist sehr gering. Er beträgt für das *hy-el se 10* Konzept 0,912 %, bei *hy-el se 40* 4,07 % und bei *hy-el pa* 0,706 %. Er wird jeweils komplett während des Takeoffs und Climbs erbracht.

Um die Aufwände für die Erzeugung der Energie mit zu berücksichtigen, wird in Abbildung 5.7 der Einsatz an Primärenergien gegenübergestellt. Für dessen Berechnung werden die Energiebedarfe mit Faktoren multipliziert. Für die im Kerosin enthaltene Energie wird ein Primärenergiefaktor für fossile Brennstoffe verwendet [70]. Für den Strom wird analog der spezifische Energieeinsatz aus [71] herangezogen. Dieser bezieht sich auf den deutschen Energiemix von 2015.

Der spezifische Energieeinsatz des Stroms ist mit 2,13 deutlich größer als der Primärenergiefaktor des Kerosins mit 1,1. Dadurch erhöht sich der Anteil des Stroms hier etwas gegenüber den Energiebedarfen der Mission. Die Optimierung der Primärenergieeinsätze durch *hy-el se* Antriebe fällt entsprechend niedriger aus. Auch hier hat der Energiemix

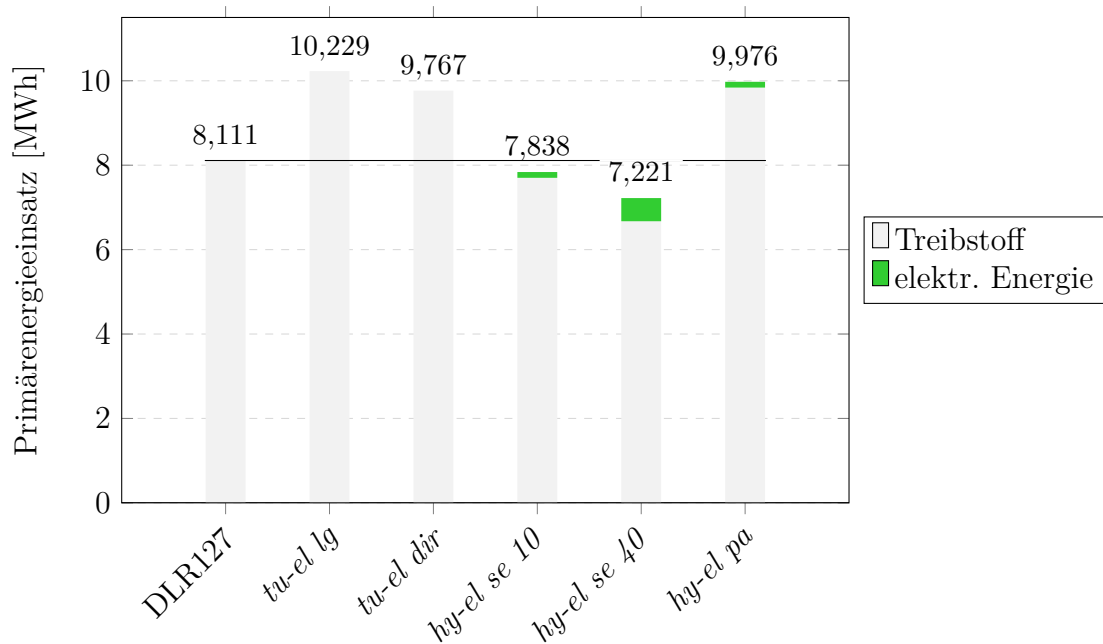


Abbildung 5.7: Primärenergieeinsatz für die Vergleichsmision

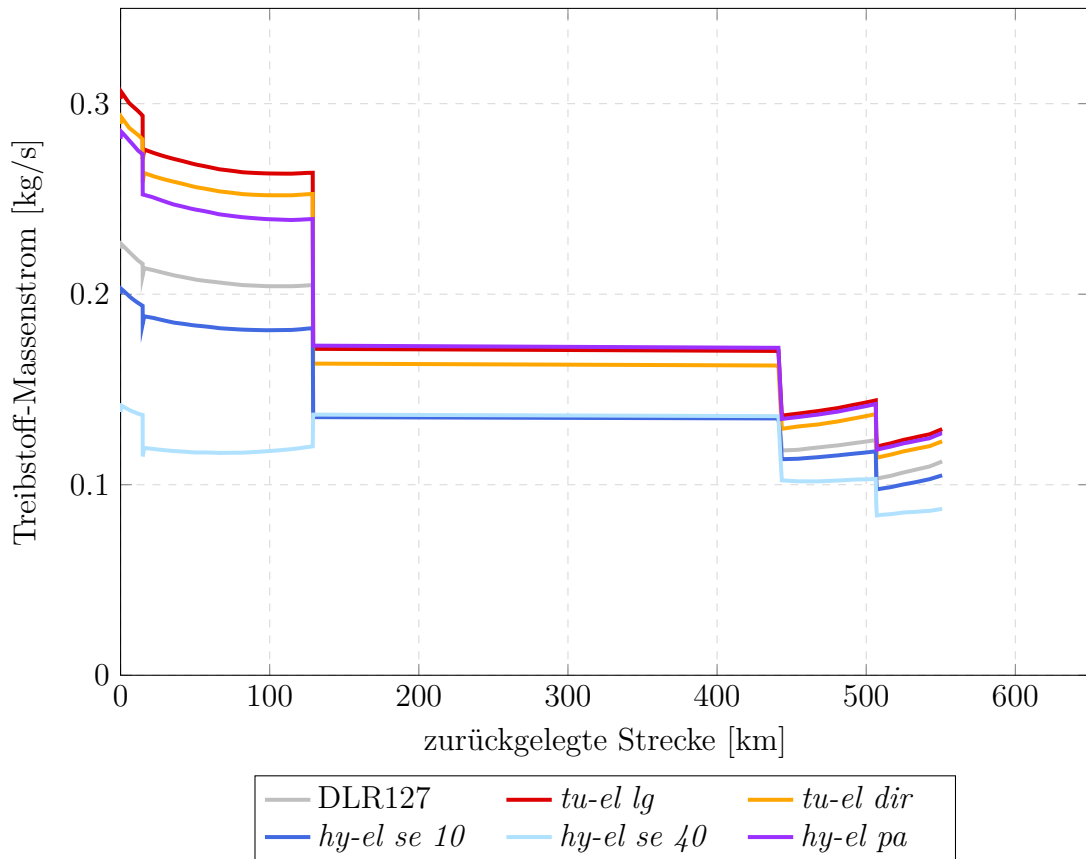
wieder maßgeblichen Einfluss auf den Anteil der elektrischen Energie.

5.3.3. Treibstoff-Massenstrom

Zur Veranschaulichung der Wirkungsweise der Antriebskonfigurationen zeigt Abbildung 5.8 den Treibstoff-Massenstrom des Flugzeugs (beide Triebwerke) während der Segmente auf der Flugmission.

Deutlich zu erkennen ist der reduzierte Treibstoff-Massenstrom der *hy-el se* Konzepte während der Steigsegmente. Im Falle der *hy-el se 40* Konfiguration sogar unter das Niveau des Cruise. Hier wäre eine Auslegung, die im Climb und Cruise ein einheitliches Niveau erreicht, wohl am sinnvollsten. Während des Cruise liegen die Referenz und die beiden *hy-el se* Konzepte auf fast gleichem Niveau. Dafür maßgeblich ist, dass die kleiner skalierte Gasturbine während des Cruise in einem Arbeitspunkt mit besserer TSFC läuft (vgl. Abbildung 4.7). Im *hy-el se 40* Konzept wird sie während Climb und Cruise bei sehr ähnlicher Belastung betrieben. Das ermöglicht eine Optimierung für diesen Betriebspunkt. Der Nachteil des deutlich erhöhten zu transportierenden Gewichts kann durch den Vorteil im spezifischen Kraftstoffverbrauch ausgeglichen werden.

Die während des Sinkens niedrigeren Massenströme können auch durch Effizienzvorteile bei niedriger Belastung erklärt werden. (vgl. Abbildung 4.7)



im Cruise Segment DLR127-Verlauf von *hy-el se 10* und *hy-el se 40* überlagert

Abbildung 5.8: Treibstoff-Massenstrom auf der Vergleichsmision

Die Konzepte *tu-el lg*, *tu-el dir* und *hy-el pa* zeigen über die komplette Mission ein deutlich erhöhtes Niveau. Die Gründe wurden vorangehend erläutert.

5.3.4. Flugzeuggewicht

Da die Start- (TOW) und Landegewichte (LW) der verschiedenen Konfigurationen deutlich variieren, sind sie in Abbildung 5.9 gezeigt. Zusätzlich eingetragen sind MTOW und maximum landing weight (MLW).

Es zeigt sich erneut, dass alle alternativen Konfigurationen Mehrgewichte gegenüber der Referenz aufweisen. Diese sind bis auf das *hy-el se 10* Konzept recht hoch und schränken damit die Transportmöglichkeiten ein. Die Einschränkung des getroffenen Vergleichs wird hier ersichtlich, da mit dem Referenz- und dem *hy-el se 10* Antrieb mehr Payload transportiert werden könnten. Für die hier verglichene Transportaufgabe ist das Flugzeug mit Referenzantrieb folglich zu groß und mit zu leistungsstarken Triebwerken ausgestattet. Das zu leichte Flugzeuggewicht hat zudem Einfluss auf das Gleitverhalten des Flugzeugs.

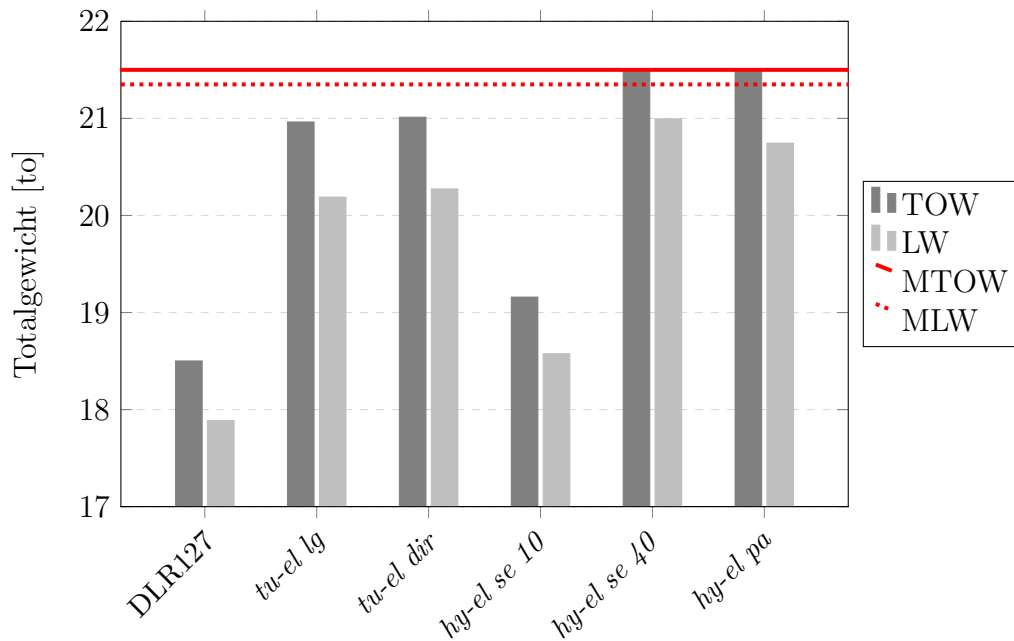


Abbildung 5.9: Start- und Landegewichte der Vergleichsmission

Das L/D-Verhältnis liegt bei den leichten Konfigurationen niedriger als bei schweren. Für eine vollständige Vergleichbarkeit müssten Flugzeugarchitekturen vorhanden sein, die auf das Mehrgewicht der Batterie ausgelegt sind.

Neben den MTOW-Anforderungen, die bei der Auslegung maßgebend waren, werden Anforderungen an MLW durch alle Konfigurationen eingehalten.

Die Differenz zwischen TOW und LW entspricht dem in Abbildung 5.5 gezeigten Treibstoffbedarf.

5.4. Emissionsverhalten

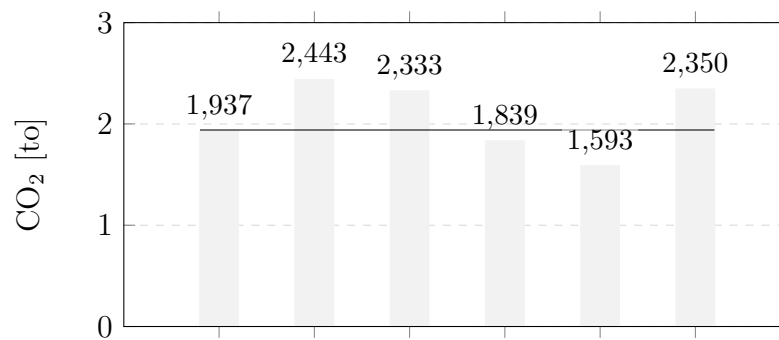
Für eine ganzheitliche Betrachtung ist es sinnvoll, neben den Energie- und Treibstoffbedarfen auch das Emissionsverhalten zu betrachten. Während des Betriebs von Batterien werden keine Emissionen freigesetzt. Die Herstellung elektrischer Energie ist jedoch nicht emissionsneutral. Daher wird zwischen direkter Emission während des Fluges und (indirekten) Emissionen über den Lebenszyklus unterschieden. Dies gilt gleichermaßen für Kerosin, da Rohstoff, Förderung, Transport und Raffinierung ebenfalls Emissionen verursachen. [41] Die Analyse fokussiert CO₂ beziehungsweise CO₂-äquivalente Emissionen. Der Einfluss des in einigen Konzepten notwendigen Stroms auf das Emissionsverhalten ist im Wesentlichen vom Energiemix abhängig. Hier wird der deutsche Strommix als äquivalente Lebenszyklus-

semission berücksichtigt. Die für die Emissionsberechnung notwendigen Angaben sind in Tabelle 5.1 zusammengefasst.

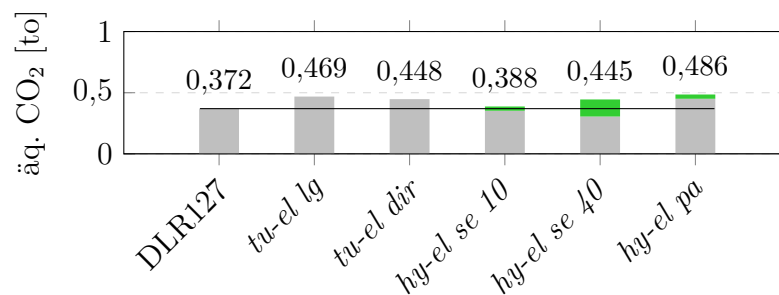
Tabelle 5.1: Angaben zur Emissionsberechnung

	Einheit	Wert	Quelle
Heizwert Jet-A1	MJ/kg	43,25	[72]
direkte CO ₂ Emission Jet-A1	kg/kg	3,156	[73]
äquivalente CO ₂ Emission Jet-A1	kg/kg	0,6055	[41]
direkte CO ₂ Emission Strom	g/kWh	0	
äquivalente CO ₂ Emission Lebenszyklus	g/kWh	535	[74]

Mit Hilfe der in Abschnitt 5.3.1 bestimmten Treibstoff- und Energiebedarfe lässt sich das Emissionsverhalten der unterschiedlichen Antriebskonfigurationen bestimmen. Abbildung 5.10 zeigt die Zusammensetzung der Emissionen.



(a) direkt



(b) indirekte / äquivalente Emissionen

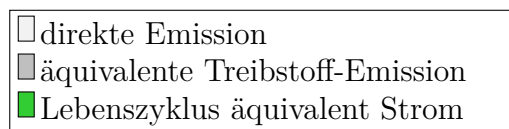


Abbildung 5.10: Emissionsverhalten auf der Vergleichsmission

Aus der gesplitteten Darstellung wird deutlich, dass die Möglichkeit zur Minderung der

Emissionen durch seriell hybride Antriebe im Bereich der direkten Emissionen besteht. Für das *hy-el se 10* reduzieren diese sich um 5,05 % und für das *hy-el se 40* Konzept um 17,8 %.

Die indirekten Emissionen sind für *hy-el se 10* auf nahezu unverändertem Niveau. Für *hy-el se 40* zeigen sie einen leichten Anstieg. Die indirekten Emissionen haben den Vorteil, größtenteils stationär zu entstehen, zum Beispiel im Falle der Stromerzeugung in einem Kraftwerk oder beim Raffinieren des Kerosins. Der stationäre Ausstoß bietet im Vergleich zur Verbrennung im Flugzeug wesentlich mehr Möglichkeiten zur Filterung und Aufbereitung der emittierten Gase und Partikel.

Der Anteil der Lebenszyklusemissionen des Stroms an den indirekten Emissionen ist stark vom Energiemix in der Stromerzeugung abhängig. Hier sind Daten des deutschen Strommixes von 2015 zugrunde gelegt. Für den europäischen oder weltweiten Strommix, mit jeweils unterschiedlicher Zusammensetzung der Stromerzeugung, ändert sich entsprechend die Emissionsbilanz. Allgemein gilt: Wenn der Anteil regenerativer Energieträger steigt, sinkt der entsprechende Teil in der Emissionsbilanz.

5.5. Flugmissionsrechnung mit alternativen Antriebskonfigurationen bei Technologielevel 2025

Um die Auswirkung verbesserter Elektrokomponenten zu zeigen, wird in diesem Abschnitt die vorangehend beschriebene Vergleichsmision verwendet. Mit den in Kapitel 4.8 weiterentwickelten Konfigurationen werden Missionsanalysen durchgeführt. Das Vorgehen ist analog dem zuvor beschriebenen. Als Ergebnis werden nur die Treibstoffbedarfe verglichen, damit der Fokus auf aktuell umsetzbarer Technologie bleibt. Abbildung 5.11 stellt die Treibstoffbedarfe der untersuchten Konfigurationen für beide Technologielevel gegenüber.

Die weiterentwickelten Komponenten machen sich in den Konzepten *tu-el lg*, *tu-el dir* und *hy-el pa* deutlich bemerkbar. Die verbesserten Komponentenwirkungsgrade von Elektromotor und Leistungselektroniken verursachen geringere Verluste. Ein Erreichen des Referenzniveaus ist durch alleinige Verbesserung der elektrischen Komponenten nicht zu erreichen. Da die Umformungen immer verlustbehaftet sind, kann ohne eine Optimierung

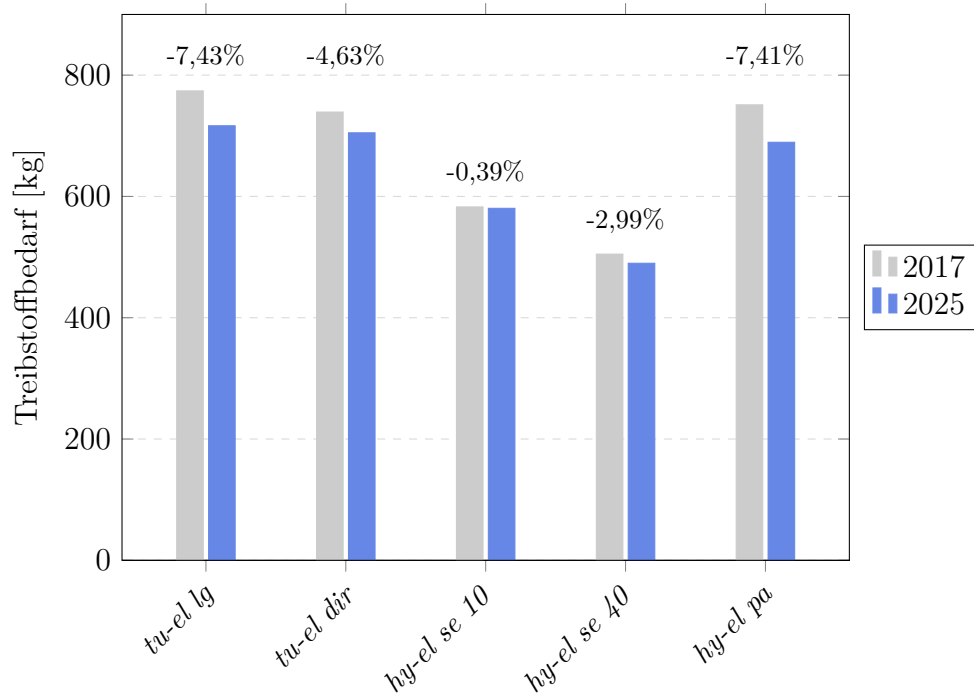


Abbildung 5.11: Treibstoffbedarf für Technologielevel 2017 und 2025

der Propulsion — beispielsweise durch verteilte Propeller — bestenfalls eine Annäherung an das Referenzniveau erreicht werden.

Die *hy-el se* Konzepte zeigen eine geringe Einsparung des Treibstoffs mit verbesserter Technologie. Diese sind im Wesentlichen auf indirekte Einsparungen durch die leichtere Batterie zurückzuführen. Der eigentliche Fortschritt besteht bei diesen Konfigurationen darin, ein größeres Payload transportieren zu können. Damit kann eine Annäherung an die ursprüngliche Transportaufgabe des Referenzflugzeuges erreicht werden.

6. Diskussion

Durch den Einsatz seriell hybrid-elektrischer Antriebe sind Einsparpotentiale für Kurzstreckenmissionen nachgewiesen worden. Damit der Einsatz solcher Systeme für Airlines attraktiv ist, müssen sie Kosteneinsparungen in Aussicht stellen. Um diese zu erreichen, muss sichergestellt werden, dass die Aufwände für Investitionen und Ladeinfrastruktur nicht zu hoch werden. Darüber hinaus muss der Ladevorgang mit den Prozessen am Flughafen kompatibel sein. Das aktuell niedrige Ölpreisniveau ist jedoch für Investitionen in derart aufwändige Systeme nicht förderlich.

Potentiale zur Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs sind in der ermittelten Größenordnung mit heutiger Technologie nur für kurze Flugmissionen realistisch. Je länger die betrachtete Flugstrecke wird, desto weniger Möglichkeiten zur Minderung des Treibstoffbedarfs sind zu erwarten. Hier sind mit der prognostizierten Weiterentwicklung der Komponenten, vor allem im Bereich der Batterien, Fortschritte absehbar. Diese könnten zu einem höheren Grad der Elektrifizierung oder zum Einsatz auch auf längeren Missionen führen.

Um eine vollständige Vergleichbarkeit hybrid-elektrischer Antriebssysteme zu erhalten, bedarf es Flugzeugarchitekturen, die trotz des zusätzlichen Gewichts der elektrischen Komponenten vergleichbare Payloads transportieren können. Auf die größere Gesamtmasse muss die Struktur des Flugzeugs ausgelegt sein. Mit neuen Strukturen würde ein Vergleich des Quotienten *Energy/Payload* sinnvoll werden. Damit wären die hier geduldeten Einschränkungen für L/D und zu niedriges Payload beseitigt.

Bei der Entwicklung elektrischer Antriebssysteme ist es wichtig, die Komponenten im Gesamtzusammenhang zu betrachten und auszulegen. Eine Erkenntnis der Konzeptionierung ist: Jede Änderung eines Parameters ruft Wechselwirkungen an anderen Komponenten hervor. Auswirkungen des Bestrebens, Elektromotoren mit möglichst hohen Leistungsdichten einzusetzen, sind beispielsweise ein erhöhter Kühlbedarf und / oder ein höheres Drehzahlniveau. Für die Kühlung ist Peripherie notwendig, die zusätzliches Gewicht bedeutet. Höhere Drehzahlen erfordern eine Anpassung auf ein für Propeller geeignetes Niveau. Dazu kann ein Getriebe verwendet werden.

In diesem Zusammenhang soll auch die Möglichkeit, Propeller auf viele Einheiten zu verteilen, erwähnt werden. Durch die Verteilung können Potentiale zur Optimierung des

Vortriebswirkungsgrads entstehen.

Wenn hybride Antriebssysteme mit Gasturbinen betrieben werden, müssen diese für die entsprechenden Anforderungen ausgelegt sein. Im Falle der hier erarbeiteten seriell hybrid-elektrischen Konfigurationen bedeutet das einen dauerhaften Einsatz bei niedrigerem Massendurchsatz und erhöhtem Temperaturniveau. Dies kann erfordern, dass neben der Hochdruck- auch die Mitteldruckturbine gekühlt wird. Für die hier erzielten Einsparungen ist die durch eine kleinere Gasturbine erhöhte Effizienz maßgeblich. Das wird ermöglicht, da die TSFC der Referenz im Cruise nicht am Optimum ist. Bei Betrachtung eines Triebwerks, bei dem im Cruise die TSFC im Optimum liegt, wird es wesentlich schwieriger auf diese Weise Einsparungen zu erzielen.

Für das betrachtete Triebwerk ist darüber hinaus eine Änderung des Propellers mit niedrigerem Leistungsbeiwert im Design notwendig. Das erfordert Änderungen an der Propellergeometrie.

Weitere Optimierungspotentiale bietet die Abstimmung zwischen elektrischer und durch die Gasturbine erbrachter Leistung. Neben den Lastspitzen im Takeoff können auch EoF OEI Punkte oder ein Durchstarten im Landeanflug elektrisch abgedeckt werden. Mit der Option, die Ladung der Batterien bereits im Sinkflug zu beginnen, ergeben sich einige zusätzliche Möglichkeiten durch den Einsatz elektrischer Komponenten. So können Reserven gebildet werden, um Sicherheiten vorzusehen.

7. Fazit

In dieser Arbeit wurden elektrische Antriebe für Flugzeuge untersucht. Die bisher bekannten elektrisch angetriebenen Flugzeuge sind — meist durch die Energiespeicher — in ihren Möglichkeiten limitiert und weisen maximal in einer Disziplin Eigenschaften auf, die konkurrenzfähig zu herkömmlichen Antrieben sind.

Für die am Antrieb beteiligten elektrischen Komponenten sind Energie- und Leistungsdichten die maßgebenden Faktoren für den Nutzen in einem elektrischen Antriebsstrang. Die wenigen für Luftfahrtanwendungen bekannten Motoren verfügen bereits über vergleichbare Leistungsdichten wie Turboproptriebwerke. Es wird mit Optimierung der Kühlung und Umfangsgeschwindigkeiten in den Maschinen noch eine deutliche Steigerung erwartet. Für die aktuell verfügbaren Lithium-Ionen-Batterien wird keine nennenswerte Steigerung der Energiedichten erwartet. Aussichtsreiches Potential bieten hier Lithium-Schwefel-Batterien, die in den nächsten Jahren deutlich höhere Energiedichten bereitstellen sollten. Im Flugzeug werden die Anforderungen an die Leistungsdichte der Energiespeicher neben den lebensdauerrelevanten Einflüssen wie Temperaturen und Ladeverhalten maßgebend sein. Trotz zu erwartender Verbesserungen bleiben die Energiespeicher klar das limitierende Kriterium. Solange keine Speicher gefunden werden, die um Größenordnungen höhere Energiedichte haben, sind die Möglichkeiten für elektrisches Fliegen auf kurze Entfernungen beschränkt.

Das Gewicht von Leitungen ist im Wesentlichen von der Länge und der Spannung im Leiter abhängig, die unter Berücksichtigung von Temperaturlimits abgestimmt werden müssen. Bei Leistungselektroniken dominieren die Schaltfrequenzen und eingesetzten Werkstoffe die Leistungsdichte der Einheiten. Eine wichtige Erkenntnis der Konzeptionierung ist, dass Antriebssysteme mit elektrischen Komponenten immer im Gesamtzusammenhang betrachtet werden sollten. Aufgrund der Komplexität sind viele Wechselwirkungen vorhanden, die eine auf einzelne Komponenten beschränkte Betrachtung ausschließt.

Für Vergleiche auf Flugmissionsbasis wird das Regionalflugzeug ATR72 verwendet. Seine Triebwerke wurden im Performance Modell als Referenz modelliert. Aufbauend auf die elektrischen Grundlagen wurden alternative Antriebskonfigurationen entwickelt. In den turbo-elektrischen Konzepten, die in leistungsgeregelter und direkt gekoppelter Form

untersucht wurden, generieren die zusätzlichen Komponenten erhebliche Zusatzgewichte und Einbußen im Gesamtwirkungsgrad. Das gleiche gilt für den sehr ähnlichen parallel hybrid-elektrischen Aufbau, der mit einer Batterie ergänzt ist. Für diese Konfigurationen ist eine weitergehende Entwicklung erst bei absehbarer supraleitender Technologie sinnvoll. Mit ihr ließen sich auch etwaige Potentiale durch verteilte Antriebe einfacher erschließen. Die seriell hybrid-elektrischen Konzepte wurden in zwei Ausführungen mit unterschiedlich dimensioniertem elektrischen Anteil untersucht. Die Mehrgewichte entsprechen im Wesentlichen den Batteriemassen. Das rein elektrische Konzept eignet sich mit heute verfügbarer Batterietechnologie nicht für weitergehende Untersuchungen. Damit es für Regionalverkehrsflugzeuge in der untersuchten Klasse in Betracht gezogen werden kann, muss die Energiedichte der Batterien mindestens um Faktor vier verbessert werden. Im untersuchten Beispiel ist eine Energiedichte in der Größenordnung von 800 Wh/kg notwendig.

Für eine Bewertung der Antriebskonfigurationen wurden Flugmissionsrechnungen durchgeführt. Nach einer Validierung des Tools anhand der Herstellerangaben wurden die Treibstoffbedarfe der Antriebskonfigurationen ermittelt. Mit seriell hybrid-elektrischen Antriebskonfigurationen lassen sich die Treibstoffbedarfe für eine 300 nm Mission reduzieren. Die Einsparungen werden durch ein geändertes Design der Gasturbine in Kombination mit einem Elektromotor erreicht. Die Gasturbine ist so ausgelegt, dass sie über die gesamte Mission bei größtenteils gleichbleibender Belastung betrieben wird. Für diesen Betriebspunkt ist sie dimensioniert. Lastspitzen während des Steigfluges werden durch die elektrische Einheit abgedeckt. Die Einsparungen des Treibstoffbedarfs betragen abhängig von der Dimension der integrierten elektrischen Komponenten bis zu 17 %. Die direkten Emissionen während der Flugmission verhalten sich proportional dazu. Die indirekten Emissionen bleiben in etwa auf gleichem Niveau wie im Referenzfall. Sie können jedoch durch gesteigerten Anteil regenerativer Energieträger im Strommix ebenfalls reduziert werden.

Damit wurden für ein Regionalflugzeug Potentiale zur Effizienzsteigerung durch die Integration elektrischer Komponenten nachgewiesen. Für die nähere Zukunft können diese in Form von seriell hybrid-elektrischen Triebwerke erschlossen werden. Die Beschränkung auf kurze Reichweiten kann durch neue Batterien reduziert werden.

Ausblick

Aufbauend auf die ermittelten Zusammenhänge sollten die verbliebenen Unsicherheiten für Leistungs- und Energiedichten der Komponenten Batterie und Leistungselektronik möglichst beseitigt werden. Die neuen Erkenntnisse sollten in Synthese mit den Ergebnissen der Sensitivitäten aus der Gewichtsrechnung der Konfigurationen für die Weiterentwicklung genutzt werden. Neben den Sensitivitäten für das Triebwerksgewicht kann eine Sensitivitätsanalyse der Parameter auf Missionslevel aufschlussreich sein.

Die Untersuchung von zwei verschiedenen Batteriekapazitäten in seriell hybrid-elektrischen Antrieben hat gezeigt, dass Treibstoffverbräuche auf regionalen Flugmissionen reduziert werden können. Daran anknüpfend kann bei der Weiterentwicklung der Konzepte eine feinere Abstimmung der seriell hybrid-elektrischen Konfigurationen vorgenommen werden. Die bisher konstant hinzugefügte elektrische Leistung kann genauer an die Anforderungen angepasst werden. Die Größe bzw. Kapazität der Batterien ist hier bereits mit zwei Varianten untersucht worden. Eine Parameterstudie mit variabler Batteriegröße könnte Aufschluss über ein ideales Setup geben.

In den hier untersuchten Konfigurationen wurde die Gasturbine jeweils über eine Skalierung des Designpunktes angepasst. Ob weitere Änderungen an der Einheit für den Einsatz in hybrid-elektrischen Antriebe notwendig sind, kann im Anschluss untersucht werden. Das erhöhte Temperaturniveau könnte Anpassungen – beispielsweise des Sekundärluftsystems – erfordern. Auf Flugzeugebene könnten konfigurative Änderungen bis hin zur Verteilung des Antriebs auf viele kleinere Einheiten weitere Optimierungspotentiale bieten.

Literatur

- [1] EUROPEAN COMMISSION. *Flightpath 2050*. Luxemburg, 2011.
- [2] Stephen Trimble. „Volts from the blue“. In: *Flight International* (18. Juli 2017).
- [3] Sebastian Steinke. „Boeing gründet 'HorizonX'“. In: *Flug Revue* (2017).
- [4] *ATR Homepage*. URL: http://www.atr-aircraft.com/datas/download_center/27/15c2188_fiche_72_web_27.pdf (Abruf vom 16.03.2017).
- [5] *ATR72 Datenblatt*. URL: http://www.atraircraft.com/products_app/media/pdf/FAMILY_septembre2014.pdf (Abruf vom 03.08.2017).
- [6] DLR. *GTlab*. URL: <http://www.dlr.de/at/desktopdefault.aspx/tabid-9029/> (Abruf vom 03.08.2017).
- [7] Florian Wolters. „Probabilistische Beurteilung von Modellierungsansätzen gemischter Abgassysteme“. Diplomarbeit. Rolls-Royce Deutschland, 2009.
- [8] Florian Wolters, Richard Becker und Stanislaus Reitenbach. „Anwendung von Modellen in der Leistungsrechnung“. Vorlesung RUB. 15. März 2017.
- [9] *Bild E-Fan*. URL: http://avia.pro/sites/default/files/images/68100631_an_airbus_3370568b.jpg (Abruf vom 03.08.2017).
- [10] Florian Martini. *Electric motor sets two speed records*. Pressemitteilung. München: Siemens AG, 4. Apr. 2017.
- [11] *Solar Impulse Homepage*. URL: <http://www.solarimpulse.com/> (Abruf vom 03.08.2017).
- [12] DLR. *Antares DLR-H2*. URL: http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10203/339_read-8244#/gallery/12339 (Abruf vom 03.08.2017).
- [13] Universität Stuttgart Institut für Flugzeugbau. *E-Genius Homepage*. URL: http://www.ifb.uni-stuttgart.de/egenius/page_Media/ (Abruf vom 03.08.2017).
- [14] Pipistrel. *Panthera*. URL: <http://www.panthera-aircraft.com/news> (Abruf vom 03.08.2017).
- [15] *Wikipedia Artikel*. URL: https://de.wikipedia.org/wiki/Airbus_E-Fan (Abruf vom 03.08.2017).
- [16] Pipistrel. *Alpha Electro*. URL: <http://www.pipistrel.si/plane/alpha-electro/overview> (Abruf vom 03.08.2017).

- [17] ROTEX electric. *Sportstar Epos*. URL: <http://www.rotexelectric.eu/rotexen/index.php/projects/airplane-projects/epos> (Abruf vom 22.02.2017).
- [18] Flieger Magazin. *Erstflug Extra 330LE*. URL: <http://www.fliegermagazin.de/news/detail.php?objectID=10626&class=6> (Abruf vom 03.08.2017).
- [19] Lilium GmbH. *Lilium celebrates successful flight tests of world's first electric VTOL jet*. Pressemitteilung. München, 20. Apr. 2017.
- [20] *E-Thrust*. URL: <https://wordlesstech.com/e-thrust/> (Abruf vom 03.08.2017).
- [21] Boeing. *Future Flight*. URL: http://www.boeing.com/aboutus/environment/environment_report_14/2.3_future_flight.html (Abruf vom 03.08.2017).
- [22] James L. Felder. *NASA N3-X with Turboelectric Distributed Propulsion*. Präsentation. NASA, 16. Nov. 2014.
- [23] Anton Carle. *Elektromobilität*. Fachbuchverl. Leipzig im Hanser-Verl, 2017.
- [24] Horst E. Friedrich et al. *Strukturanalyse von Automobilkomponenten für zukünftige elektrifizierte Fahrzeugantriebe*. Bericht. Stuttgart: DLR Institut für Fahrzeugkonzepte, Dez. 2011.
- [25] Johannes Winterhagen. *Mehr Kilowatt je Kilogramm*. Siemens AG. 2013. URL: <http://www.siemens.com/innovation/de/home/pictures-of-the-future/mobilitaet-uns-antriebe/electromobilitaet-elektromotoren.html> (Abruf vom 03.08.2017).
- [26] Manfred Beyer et al. *Hochspannungstechnik*. Springer Verlag, 1986.
- [27] Patrick Plötz und Wolfgang Eichhammer. *Zukunftsmarkt Effiziente Elektromotoren*. Bericht. Karlsruhe: Fraunhofer Institut für System- und Innovationsforschung, Okt. 2011.
- [28] Siemens AG. *Factsheet SP260D*. URL: <https://www.siemens.com/press/pool/de/feature/2015/corporate/2015-03-electromotor/factsheet-erstflug-weltrekordmotor-d.pdf> (Abruf vom 03.08.2017).
- [29] Compact Dynamics. *Radialflussmaschinen*. URL: <http://www.compact-dynamics.de/produktbeispiele/radialfluss/> (Abruf vom 03.08.2017).
- [30] Brusa Elektronik AG. *HSM1-12.18.13 - Hybrid Synchronous Motor*. URL: http://www.brusa.biz/fileadmin/template/Support-Center/Datenbl%C3%A4tter/BRUSA_DB_EN_HSM1-12.18.13.pdf (Abruf vom 03.08.2017).

- [31] Martin van der Geest et al. *Power Density Limits and Design Trends of High-Speed Permanent Magnet Synchronous Machines*. IEEE TRANSACTIONS ON TRANSPORTATION ELECTRIFICATION. 3. Okt. 2015.
- [32] Hubert Grieb. *Projektierung von Turboflugtriebwerken*. Birkhäuser Basel, 2004.
- [33] Eric S. Hendricks und Michael T. Tang. *Performance and Weight Estimates for an Advanced Open Rotor Engine*. NASA/TM—2012-217710, 2012.
- [34] Peter Miller. *Automotive Lithium-Ion Batteries*. Technology Review. JOHNSON MATTHEY, 2015.
- [35] Volkswagen AG. *Viavision*. 2014. URL: <http://www.viavision.org/ftp/1485.pdf>.
- [36] Norbert Wagner. *Wo bleibt die Superbatterie?* Präsentation. DLR Institut für Technische Thermodynamik, 2016.
- [37] *Kia Soul EV, BMW i3 oder ganz was anderes?* URL: <http://www.mycar.net/auto/kia/soul/431-kia-soul-ev-bmw-i3-oder-ganz-was-anderes.html> (Abruf vom 03.08.2017).
- [38] Michael M. Thackeray, Christopher Wolverton und Eric D. Isaacs. „Electrical energy storage for transportation—approaching the limits of, and going beyond, lithium-ion batteries“. In: *The Royal Society of Chemistry* (2012).
- [39] Norbert Wagner. *Post Li-ion Batteries*. Präsentation. DLR Institut für Technische Thermodynamik, 2015.
- [40] Polyplus. *Lithium Air*. URL: <http://polyplus.com/product-pipeline/> (Abruf vom 03.08.2017).
- [41] Florian Wolters et al. *Impact of alternative fuels on engine performance and CO₂ emissions*. 28th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), Brisbane, Australia, 23. Sep. 2012.
- [42] Peter Kurzweil et al. *Elektrochemische Speicher*. Springer Verlag, 2015.
- [43] Oxis Energy Ltd. *Ultra Light Lithium Sulfur Pouch Cell*. URL: <http://oxisenergy.com/wp-content/uploads/2016/10/OXIS-Li-S-Ultra-Light-Cell-v4.01.pdf> (Abruf vom 03.08.2017).
- [44] Qizhao Huang und Qing Wang. „Next-Generation, High-Energy-Density Redox Flow Batteries“. In: *ChemPlusChem* (25. Juli 2015).
- [45] Richard Van Noorden. „A better battery“. In: *nature* (5. März 2014).

- [46] Oxis Energy Ltd. *Lithium Sulfur Rechargeable Batteries*. URL: <http://oxisenergy.com/wp-content/uploads/2016/10/OXIS-Li-S-Ultra-Light-Cell-v4.01.pdf> (Abruf vom 03.08.2017).
- [47] Andy Chu. *Cycle Life Testing: The Lithium Ion Battery Ultramarathon*. URL: <http://www.a123systems.com/Cycle-Life-Testing-The-Lithium-Ion-Battery-Ultramarathon.htm> (Abruf vom 03.08.2017).
- [48] Sion Power Corp. *Life Cycle Results*. URL: <http://www.sionpower.com/technology-licerion.php> (Abruf vom 03.08.2017).
- [49] IWS Fraunhofer. *6. Workshop 'Lithium-Schwefel-Batterien'*. URL: http://www.iws.fraunhofer.de/de/veranstaltungen/lithium-schwefel-batterien_2017.html (Abruf vom 03.08.2017).
- [50] Norbert Wagner. *persönliches Gespräch*. DLR Institut für Technische Thermodynamik, 16. März 2017.
- [51] Deutsches Kupferinstitut. *Elektrische Leiterwerkstoffe im praktischen Einsatz*. URL: <https://www.kupferinstitut.de/de/werkstoffe/anwendung/e-energie/leiterwerkstoffe.html> (Abruf vom 03.08.2017).
- [52] J. Biela. *Wirbelstromverluste in Wicklungen induktiver Bauelemente*. Vorlesung ETH Zürich, 2012.
- [53] Maximilian Hofmann. *Evaluation of potentials for Infineon SiC-MOSFETs in automotive inverter applications*. Bericht. FRAUNHOFER IISB, 2. Nov. 2016.
- [54] Benjamin Frieske. *STROM – Begleitforschung zu Technologien, Perspektiven und Materialintensitäten der Elektromobilität*. Arbeitspapier der STROM Begleitung. DLR Institut für Fahrzeugkonzepte, 2014.
- [55] Robert W. Erickson und Dragan Maksimovic. *Fundamentals of Power Electronics*. Springer US, 2001.
- [56] Patrick C. Vratny, Holger Kuhn und Mirko Hornung. „Influences of voltage variations on electric power architectures for hybrid electric aircraft“. In: *CEAS Aeronautical Journal* (2016).
- [57] J.W. Kolar et al. *Performance Trends and Limitations of Power Electronic Systems*. Proc. 6th Int. Conf. Integr. Power Electron. Syst. 2010.
- [58] Oliver Schwab und Friedrich Moertl. *Persönliches Gespräch*. Compact Dynamics, 30. Mai 2017.

- [59] R. Erickson, D. Maksimovic und K. Afridi. *A Disruptive Approach to Electric Vehicle Power Electronics*. Department of Electrical, Computer, und Energy Engineering University of Colorado, Boulder, 2015.
- [60] Jeff Casady. *88 Kilowatt Automotive Inverter with New 900 Volt Silicon Carbide MOSFET Technology*. Präsentation. Cree Inc., 9. Juni 2015.
- [61] E. Hosking et al. *The PW100 Engine: 20 Years of Gas Turbine Technology Evolution*. RTO AVT Symposium. Pratt und Whitney Canada Inc., 1998.
- [62] Mark Daly und Bill Gunston. *IHS Jane's Aero-Engines*. Jane's Information Group, 2014.
- [63] *TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET IM.E.041*. Typ Zertifikat. European Aviation Safety Agency, 4. Juni 2014.
- [64] FOI Swedish Defence Research Agency. *Turboprop emissions database*. Emissionsdatenbank. 2017.
- [65] Martin Plohr. „Triebwerksdaten PW127“. interne Quelle. 2017.
- [66] Stefan Matlok. *Bidirectional full SiC 200 kW DC-DC Converter*. Fraunhofer IISB. 2015. URL: https://www.iisb.fraunhofer.de/content/dam/iisb2014/en/Documents/Research-Areas/vehicle_electronics/Publications/DCDC_Converters/HighPowerDensity/FraunhoferIISB_Brochure_Bidirectional-full-SiC200kW.pdf (Abruf vom 03.08.2017).
- [67] Andrea Saltelli et al. *Global Sensitivity Analysis*. Wiley, 2008.
- [68] *Aircraft Performance Database*. URL: <https://contentzone.eurocontrol.int/aircraftperformance/details.aspx?ICA0=AT72&> (Abruf vom 03.08.2017).
- [69] European Aviation Safety Agency. *Reference Landing and Take-Off (LTO) cycle*. URL: <https://www.easa.europa.eu/eaer/figures-tables/reference-landing-and-take-lto-cycle> (Abruf vom 03.08.2017).
- [70] Phillipe Novelli. *Sustainable Way for Alternative Fuels and Energy in Aviation*. Report. European Commission, Apr. 2011.
- [71] *Ausgewählte Effizienzindikatoren zur Energiebilanz Deutschland*. AG Energiebilanzen e.V. Aug. 2015.
- [72] Petroleum Quality Information System (PQIS) und Defense Logistics Agency (DLA) Energy. *PQIS 2013 Annual Report*. 2013.

- [73] Donald J. Sutkus et al. *Commercial aircraft emission scenario for 2020: Database development and analysis*. Report. NASA/CR-2003-21331, Mai 2003.
- [74] Petra Icha und Gunter Kuhs. *Entwicklung der spezifischen Kohlendioxid-Emissionen des deutschen Strommix in den Jahren 1990 bis 2015*. Dessau-Roßlau: Umweltbundesamt, Juni 2016.
- [75] H. Krain, B. Hofmann und H. Pack. *Aerodynamics of a centrifugal Impeller with Transsonic Inlet Conditions*. ASME 95-GT-79, 1979.
- [76] R. G. Stabe, W. J. Ehitney und T. P. Motfit. *Performance in a High-Work Low Aspect Ratio Turbine Tested in a Realistic Temperature Profile*. NASA TM83665, 1984.
- [77] G. K. Serovy. *Compressor and Turbine Prediction System Development - Lessons from Thirty Years of History*. Advisory Group for Aerospace Research und Decelopment (AGARD), 1976.
- [78] Jack D. Mattingly, William H. Heiser und David T. Pratt. *Aircraft Engine Design Second Edition*. American Institute of Aeronautics und Astronautics Inc., 2002.
- [79] M. Laban, J.C. Kok und B.B. Prananta. *Numerical Tools for Contra-Rotating Open-Rotor Performance, Noise ans Vibration Assessment*. 27th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), France, Nice, 19. Sep. 2010.

Anhang

A. Herleitung der Reichweitenformeln

Reichweiten mit Brennstoff

Der leistungsspezifische Kraftstoffverbrauch (PSFC) ist definiert nach

$$PSFC = \frac{\dot{m}_B}{PW} = \frac{\dot{m}_B}{F \cdot v}. \quad (A.1)$$

Der Massenstrom lautet

$$\dot{m}_B = \frac{dm_B}{dt}. \quad (A.2)$$

Die Reisegeschwindigkeit ist

$$v = \frac{ds}{dt} \quad (A.3)$$

und aus dem Kräftegleichgewicht am Flugzeug ergibt sich der Schub zu

$$F = \frac{D}{L} \cdot m \cdot g. \quad (A.4)$$

Der Massenstrom ergibt umgeformt mit der eingesetzten Geschwindigkeit

$$dm = -PSFC \cdot F \cdot ds, \quad (A.5)$$

so dass

$$ds = -\frac{1}{PSFC \cdot F} \cdot dm = -\frac{1}{PSFC \cdot \frac{D}{L} \cdot m \cdot g} \cdot dm \quad (A.6)$$

A.6 integriert ergibt sich die Reichweite zu

$$r = \int_{m_{Ende}}^{m_{Start}} ds = \frac{1}{PSFC} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{g} \cdot \ln\left(\frac{m_{Start}}{m_{Ende}}\right) \quad (A.7)$$

Um einen Zusammenhang zum Energiegehalt des Treibstoffs herzustellen wird die PSFC substituiert durch

$$PSFC = \frac{1}{\Delta h_{fuel} \cdot \eta_{total}}. \quad (A.8)$$

Somit ergibt sich die Reichweite als

$$r_{fuel} = \Delta h_{fuel} \cdot \eta_{total} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{g} \cdot \ln \frac{1}{1 - m_{fuel}/m} \quad (A.9)$$

Reichweiten mit elektrischem Energiespeicher

Beim elektrischen Fliegen wird die Reichweite als

$$r = v \cdot t \quad (A.10)$$

dargestellt. Die Zeit ist

$$t = \frac{m_{battery} \cdot e_{battery}}{PW_{battery}} \quad (A.11)$$

und ergibt eingesetzt

$$r = v \cdot \frac{m_{battery} \cdot e_{battery}}{PW_{battery}}. \quad (A.12)$$

Die aus der Batterie entnommene Leistung wird als

$$PW_{battery} = \frac{P_{aircraft}}{\eta_{total}} \quad (A.13)$$

angenommen. Daraus entsteht mit A.4

$$PW_{aircraft} = F \cdot v = \frac{m \cdot g}{L/D} \cdot v. \quad (A.14)$$

Gleichung A.14 eingesetzt in A.13 und A.12 ergibt eine Reichweitenformel, die einen Vergleich zur Reichweite mit Brennstoffen ermöglicht.

$$r_{electric} = e_{battery} \cdot \eta_{total} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{m_{battery}}{m} \quad (A.15)$$

Gesamtwirkungsgrade

Elektrischer Prop:

$$\eta_{total-el} = \eta_{Prop} \cdot \eta_{el-Mot} \cdot \eta_{el-Sys}$$

Turboprop:

$$\eta_{total-GT} = \eta_{Prop} \cdot \eta_{GT}$$

Tabelle A.1: Komponenten- und Gesamtwirkungsgrade

η_{Prop}	η_{el-Mot}	η_{el-Sys}	η_{GT}	$\eta_{total-el}$	$\eta_{total-GT}$
0,9	0,95	0,95	0,4	0,81	0,36

B. Korrelationen für Getriebemassen

An die in den Konfigurationen teilweise eingesetzten Getriebe werden die gleichen Anforderungen gestellt, wie im Referenztriebwerk DLR127 (Leistung und Übersetzungsverhältnis). Daher wird das Gewicht für dieses Getriebe hier bestimmt und dann jeweils an entsprechender Stelle verwendet.

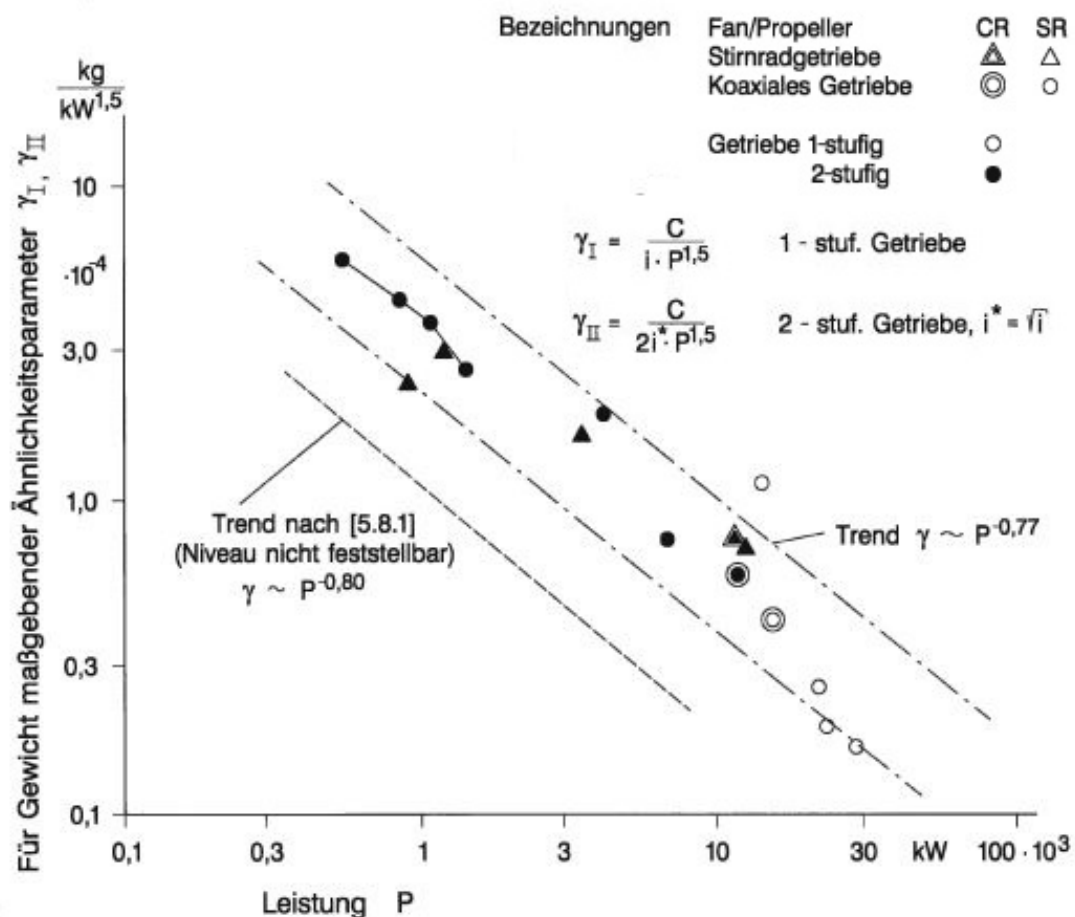


Bild 5.8.5: Tendenz und Streubereich der Gewichte von Stirnrad- und koaxialen Getrieben

Abbildung B.1: Abschätzung von Getriebegehalten nach [32]

Das durch die Korrelation aus Grieb (siehe Abb. B.1) mit Hilfe eines abgelesenen Ähnlichkeitsparameters bestimmte Gewicht beträgt $G = 68,1 \text{ kg}$.

In der Nasa-Korrelation (Abb. B.2) wird ein Hilfswert berechnet, mit dessen Hilfe sich das Gewicht zu $m_{\text{Getr.}} = 130,9 \text{ kg}$ ergibt. Der Anteil des Schmiersystems an diesem

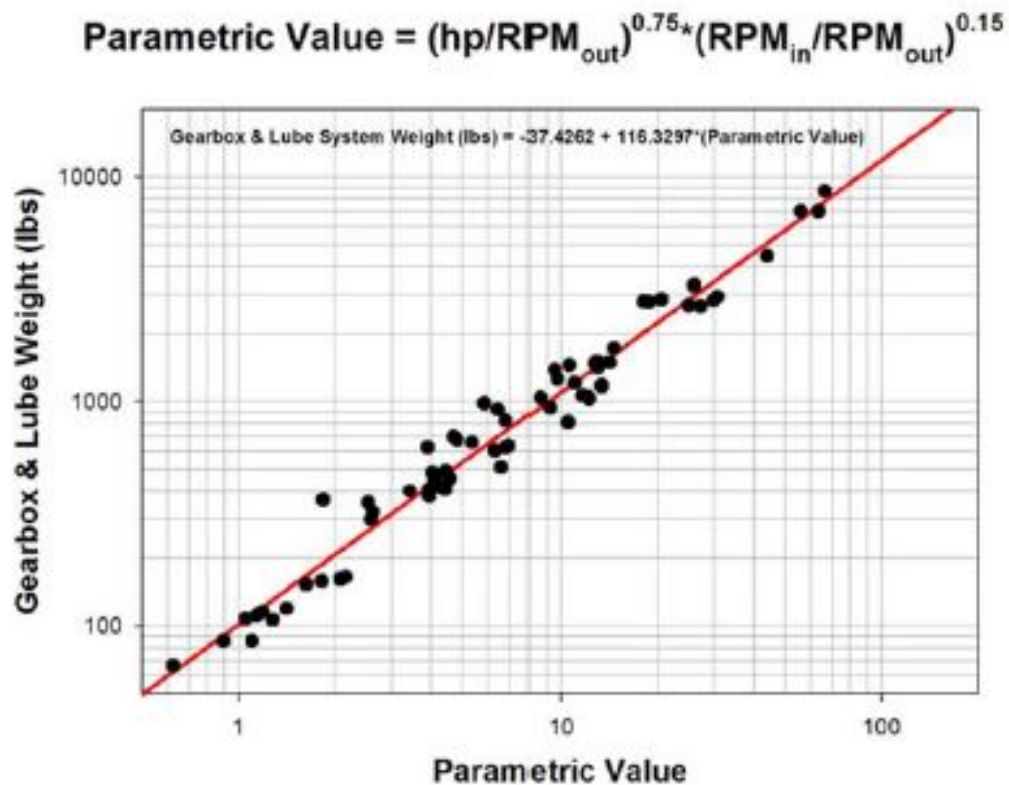


Figure 7.—Gearbox and Lubrication System Weight Correlation.

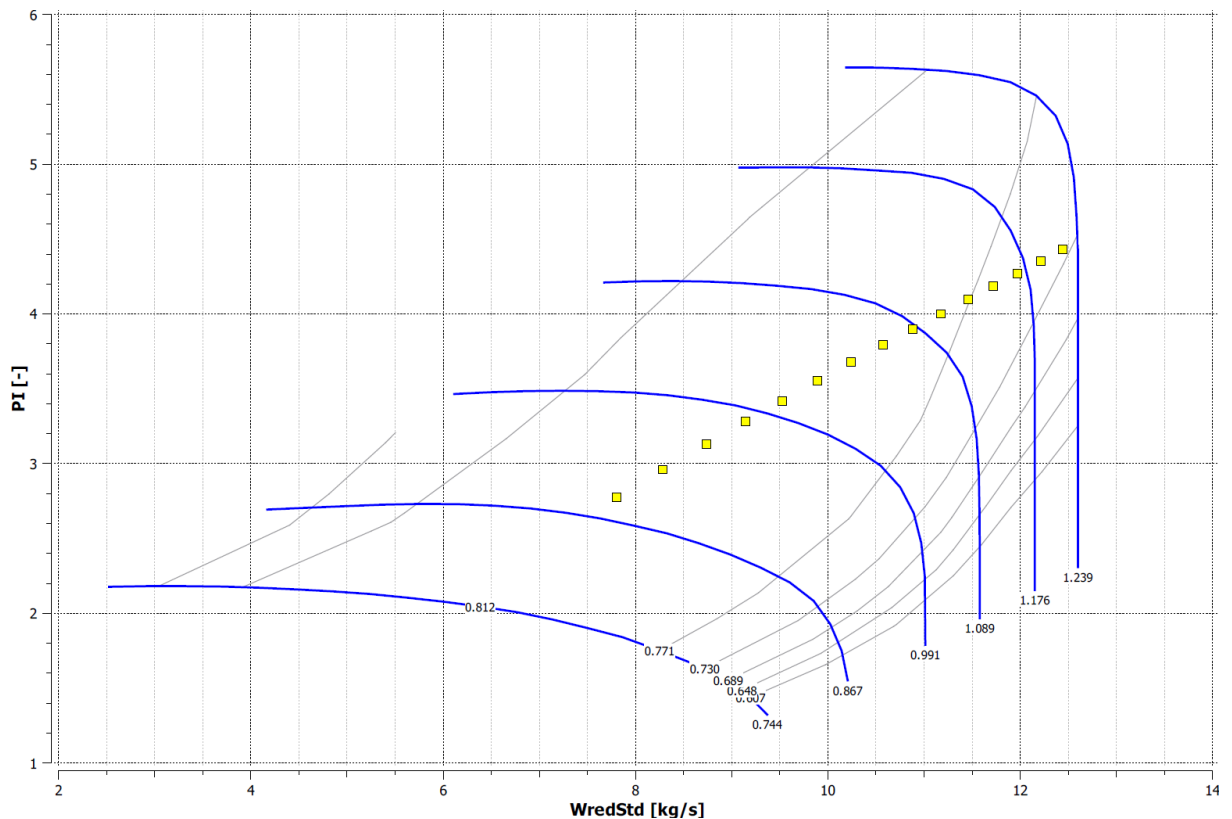
Abbildung B.2: Abschätzung von Getriebegegewichten nach [33]

Gewicht kann nicht ohne weiteres abgeschätzt werden. Da die Abweichung zwischen den Werten mit Faktor zwei deutlich ist, wird mit Hilfe der Software KISSSoft unter gleichen Voraussetzungen eine Grobauslegung vorgenommen. Als Ausgabe erhält man hier eine Vielzahl möglicher Getriebe, bei denen Parameter wie unter anderem Achsabstand, Zahnbreiten und Zähnezahlen variiert werden. Da diese sich in einer Bandbreite von ca. 60 kg bis 100 kg bewegen, wird folgend ein Getriebegegewicht von $m_{\text{Getr.}} = 80 \text{ kg}$ angenommen.

C. Kennfelder bei der Triebwerksmodellierung

In den Abbildungen C.2 - C.5 sind die Kennfelder der Turbokomponenten des Triebwerks DLR127 dargestellt. In ihnen ist für Kompressoren das Druckverhältnis (PI) über den reduzierten Massenstrom (WredStd) aufgetragen. Für Turbinen ist das Druckverhältnis (PI) über die reduzierte relative Drehzahl (XNredStdRel) aufgetragen. Die Charakteristik des Kennfelds ist durch die blauen Linien der aerodynamischen Drehzahlen und die Isolinien des isentropen Wirkungsgrades in grau erkennbar. Die gelben Punkte ergeben die durch GTlab Performance berechnete Betriebslinie. Die hier dargestellten Betriebslinien sind unter Cruise Bedingungen ermittelt ($Alt = 6000\text{ m}$, $Ma = 0,447$). Als Lastparameter ist die Leistung des Propellers variiert.

Mitteldruckverdichter (Comp_IP)



Hochdruckverdichter (Comp_HP)

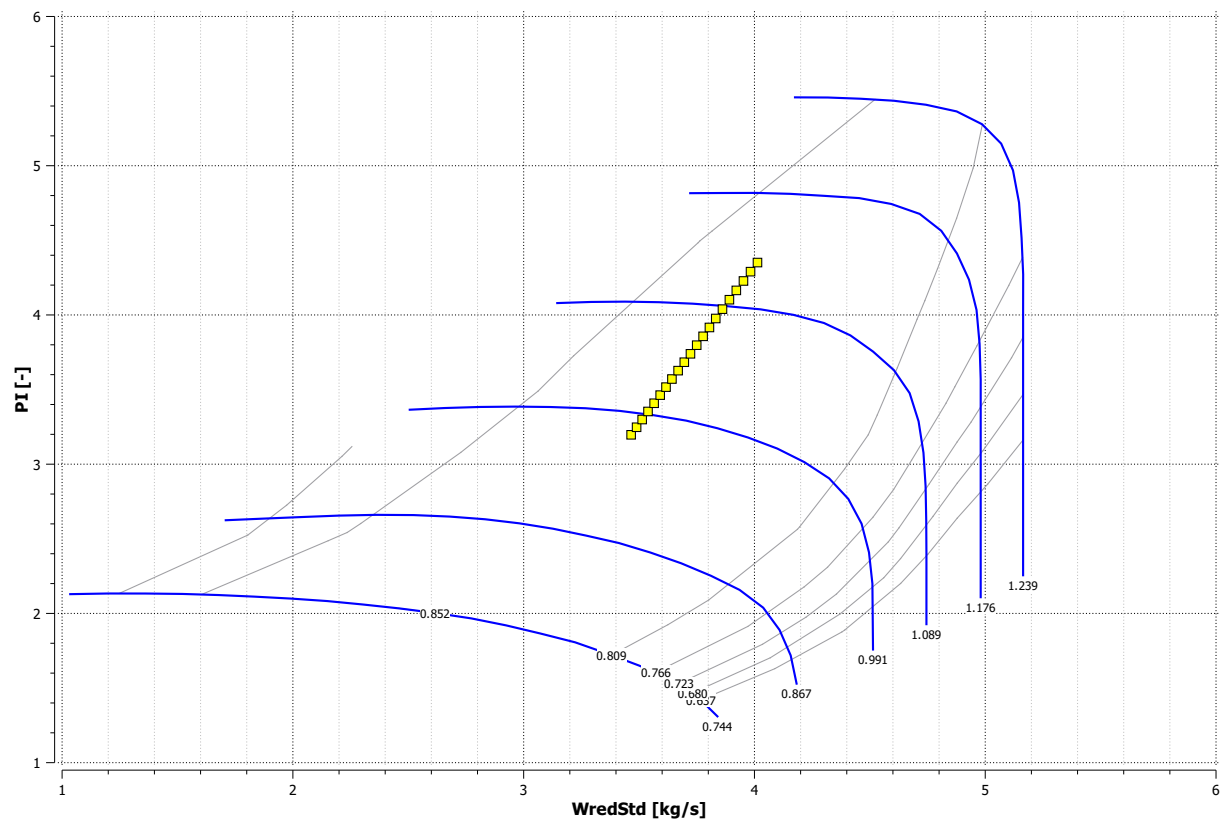


Abbildung C.2: Kennfeld des Hochdruckverdichters [75]

Hochdruckturbine (Turb_HP)

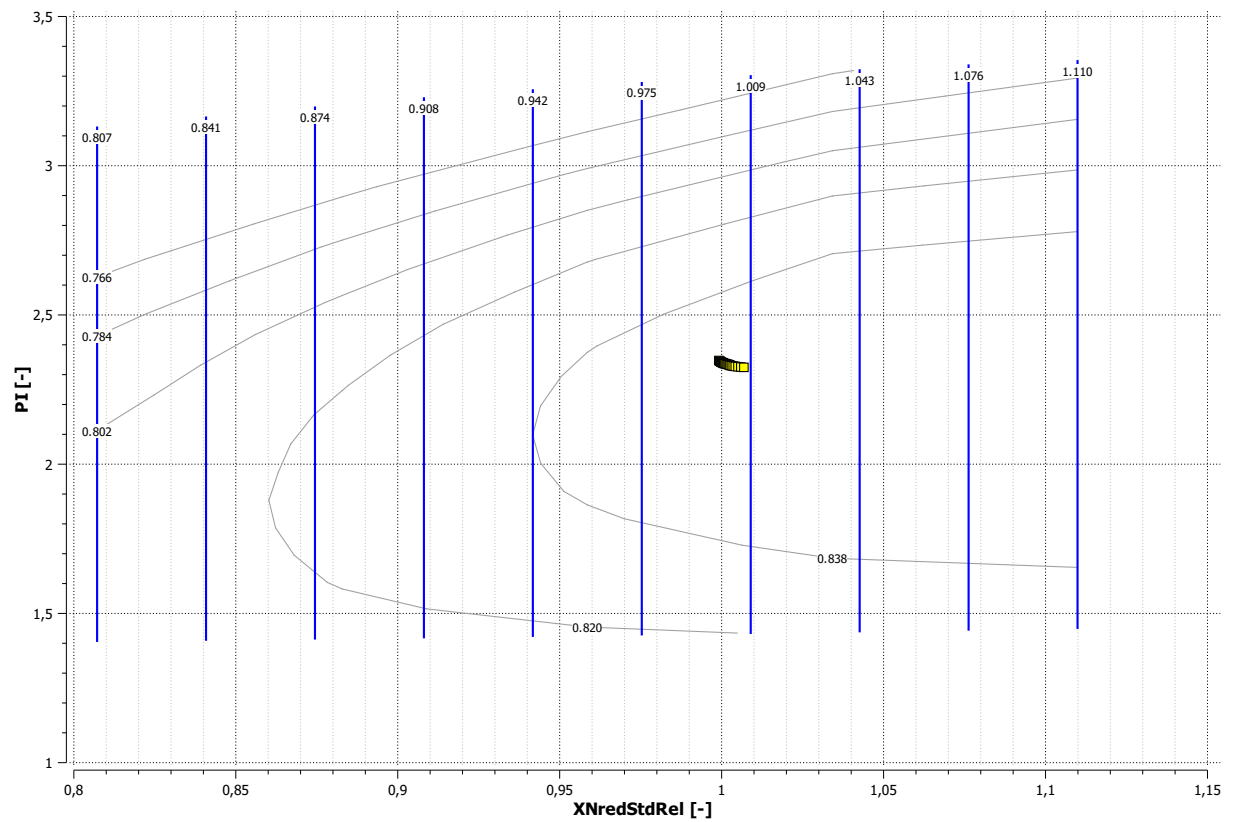


Abbildung C.3: Kennfeld der Hochdruckturbine [76]

Mitteldruckturbine (Turb_IP)

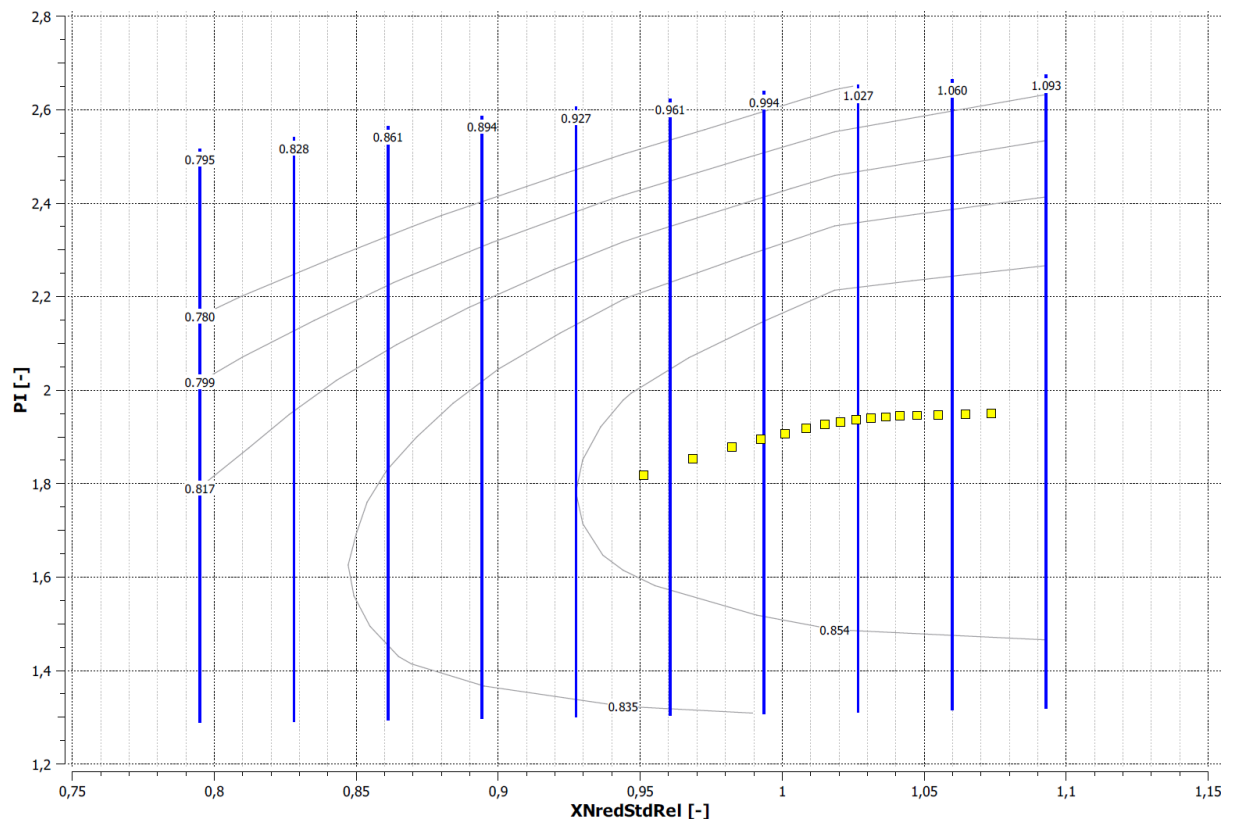


Abbildung C.4: Kennfeld der Mitteldruckturbine [76]

Leistungsturbine (Turb_Power)

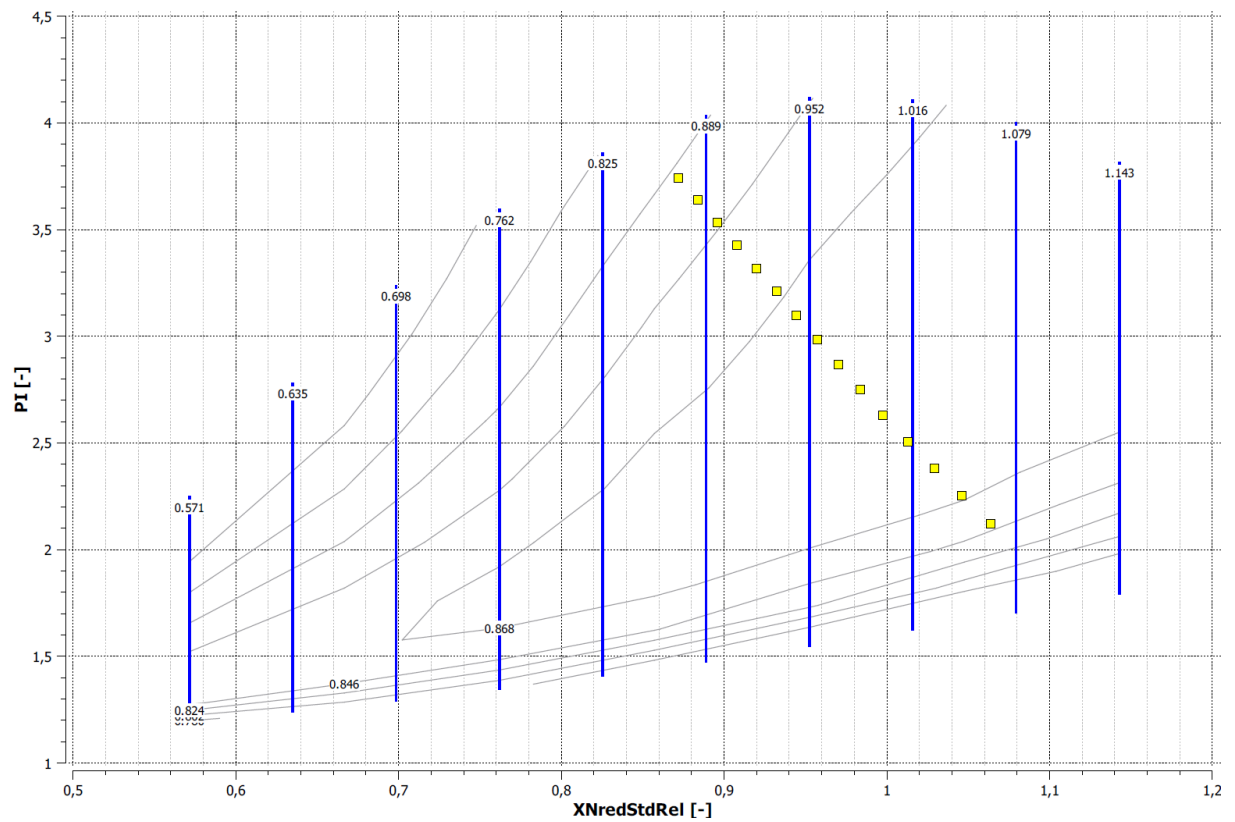


Abbildung C.5: Kennfeld der Leistungsturbine [77]

Propeller

Abbildung C.6 zeigt das Kennfeld des Propellers. In ihm ist der Leistungsbeiwert (C_P) über den Fortschrittsgrad (J) aufgetragen. Die grauen Linien sind Isolinien des Propellerwirkungsgrads. Die Lage der gelb dargestellten Betriebspunkte ist qualitativ anhand von Literatur überprüft worden. [78, S. 618]

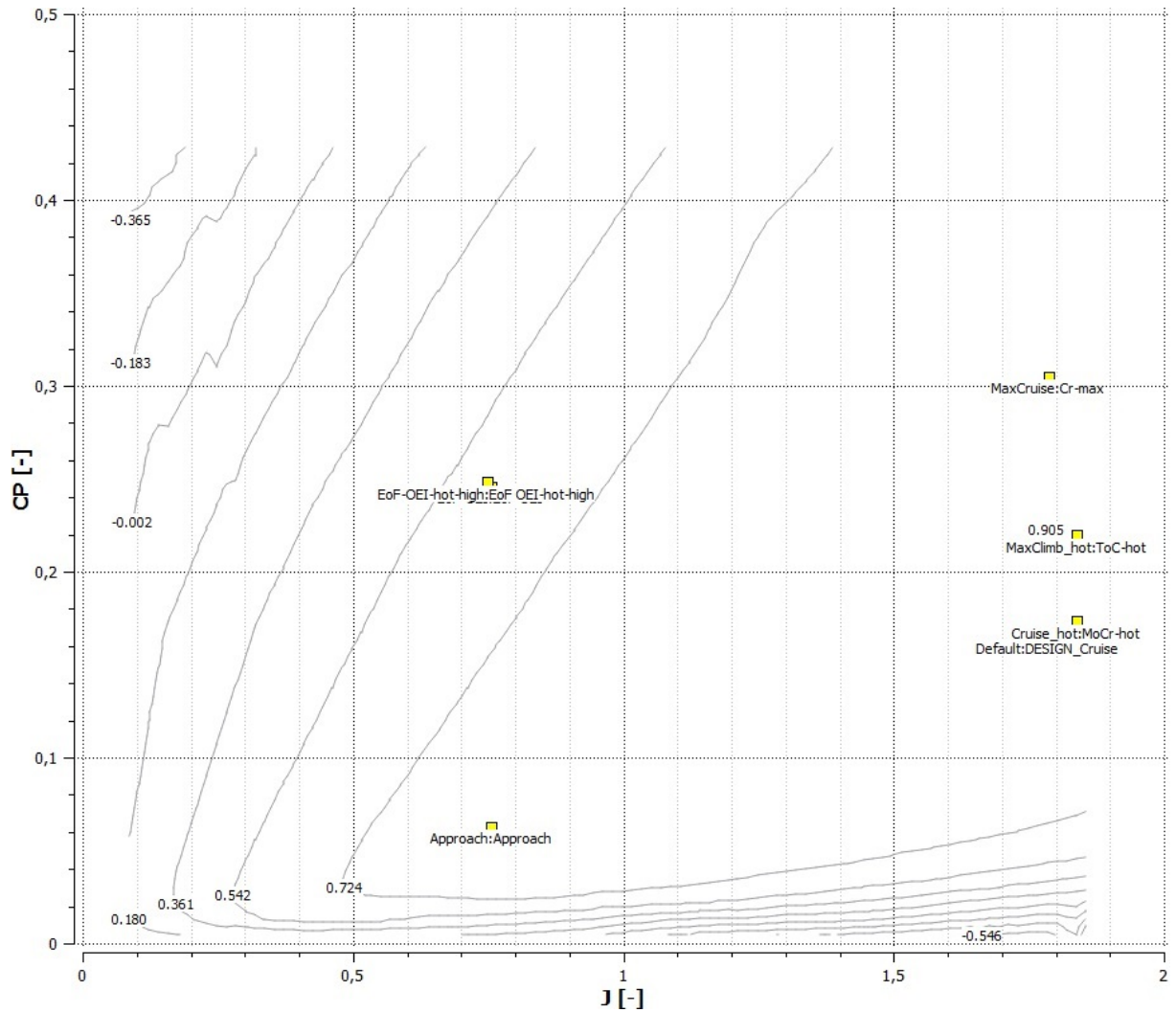


Abbildung C.6: Kennfeld des Propellers [79]

Fortschrittsgrad:

$$J = \frac{v_0}{n \cdot d} \quad (\text{C.1})$$

Leistungsbeiwert:

$$C_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot d^5} \quad (\text{C.2})$$

D. Thermodynamische Modelle der alternativen Antriebskonfigurationen

Turbo-elektrisches Konzept

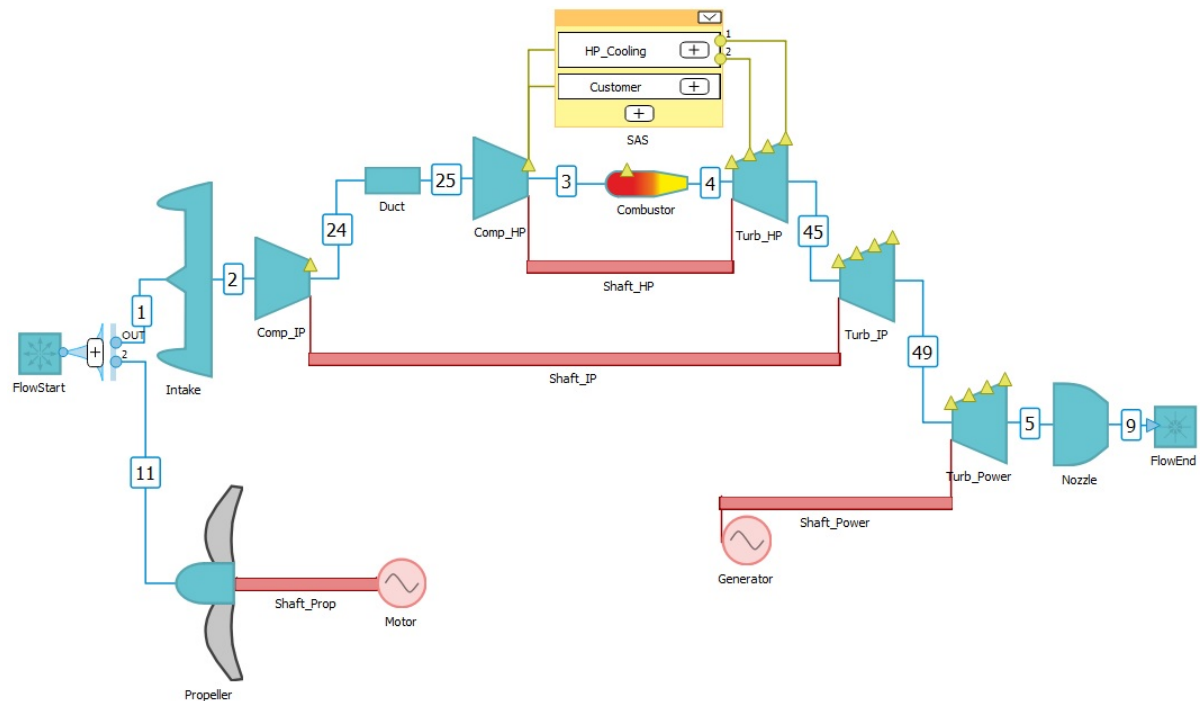


Abbildung D.1: Thermodynamisches Modell *tu-el lg* / *tu-el dir*

Die turbo-elektrischen Konzepte *tu-el lg* und *tu-el dir* werden mit dem vom Aufbau gleichen thermodynamischen Modell behandelt. Die Unterschiede durch die Leistungselektroniken werden anhand von Wirkungsgraden berücksichtigt. Die Verbindung zwischen Motor und Generator mit elektrischen Leitungen ist nicht abgebildet. Sie ist das Iterationsschema eingebunden.

Die unterschiedlichen Leistungen des Elektromotors bei *hy-el se 10* und *hy-el se 40* werden im gleichen Modell eingestellt. Das Gewicht der unterschiedlich großen Batterien wird bei den Missionsanalysen berücksichtigt. Die Batterie taucht im Performance Modell nicht auf. Für das Motor Modul muss keine „Energiequelle “ angeschlossen sein, da es selbst als solche funktioniert.

The screenshot displays a Simulink model of a jet engine system. The model is composed of several interconnected blocks and signal lines. Key components include:

- FlowStart**: The initial air source.
- Intake**: A large blue block representing the engine intake.
- Comp_IP**: Compressor inlet pressure sensor.
- Duct**: A block representing the duct between the compressor and the combustor.
- Comp_HP**: Compressor high pressure sensor.
- Combustor**: A block with a color gradient representing the combustion process.
- Turb_HP**: Turbine high pressure sensor.
- Turb_IP**: Turbine inlet pressure sensor.
- SAS**: A block representing the shaft assembly.
- HP_Cooling**: A block representing high pressure cooling.
- Customer**: A block representing the engine's customer.
- Propeller**: A large blue block representing the propeller.
- Motor**: A block representing the motor driving the propeller.
- Battery**: A block representing the battery power source.
- Generator**: A block representing the generator.
- Nozzle**: A block representing the engine nozzle.
- FlowEnd**: The final air outlet.

The model uses blue lines to represent air flow and red lines to represent shaft power. Various sensors (HP, IP) and control blocks (SAS, HP_Cooling, Customer) are used to monitor and control the engine's performance. The propeller is driven by a motor and a battery, and the generator is connected to the shaft power line.

Auf der Propellerwelle sind zwei Motor-Module platziert. Die Komponente Motor nimmt durch den Generator bereitgestellte elektrische Energie ab. Das mit Battery benannte Modul stellt aus der Batterie entnommene Leistung bereit. Durch zwei unterschiedliche Module lässt sich einfach steuern, wie groß das Verhältnis der bereitgestellten Leistung aus Generator und Batterie ist. Das hat maßgeblichen Einfluss auf deren Dimensionierung und Gewicht. Für die Verbindung zwischen Motor und Generator und für die nicht dargestellte Batterie gilt das Gleiche, wie in den vorangehend beschriebenen Modellen.

E. Erläuterungen zur Unsicherheitsanalyse

Eingangswerte

Tabelle E.1 gibt die Bereiche und Verteilungsfunktionen an, mit denen die Unsicherheiten bestimmt werden.

Tabelle E.1: Unsicherheiten der Eingangswerte

Parameter	Einheit	Vorgabe	Min.	Max.	Verteilung
<u>allgemein</u>					
η Getriebe	-	0,99	0,98	0,995	Gauß
η Generator	-	0,95	0,945	0,95	Dreieck
η Leitungen*	-	0,998	0,993	0,999	Gauß
η LE	-	0,975	0,96	0,99	Gauß
η Motor	-	0,95	0,945	0,95	Dreieck
pd DC-DC Wandler	kW/kg	62	50	70	Rechteck
pd Motor niedrig**	kW/kg	5,2	5,0	5,4	Rechteck
pd Motor mittel**	kW/kg	7,0	6,5	7,5	Rechteck
pd Motor hoch**	kW/kg	9,5	9,0	10,0	Rechteck
pd LE	kW/kg	15	10	25	Rechteck
ed Batterie	kWh/kg	0,2	0,15	0,2	Dreieck
Gewicht Getriebe	kg	80	60	100	Gauß
Climb Energie	kWh	635,7	550	700	Gauß
<u>$tu-el\ lg$</u>					
Masse Leitungen	kg	111,2	90	130	Rechteck
<u>$tu-el\ dir$</u>					
Masse Leitungen	kg	275,3	250	300	Rechteck
η Leitung (abweichend allg.)	-	0,9966	0,992	0,999	Rechteck
<u>$hy-el\ se\ 10$</u>					
Masse Leitungen	kg	20,5	15	30	Rechteck
<u>$hy-el\ se\ 40$</u>					
Masse Leitungen	kg	103,3	80	120	Rechteck
<u>$hy-el\ pa$</u>					
Masse Leitungen	kg	111,2	90	130	Rechteck

*bei AC-Leitungen sinkt der Wirkungsgrad der Leitungen (in Konzept *tu-el dir*)

**Leistungsdichten des Motors drehzahlabhängig in Konzepten gewählt, vgl. Abbildung 2.10

Sensitivitäten

In den Abbildungen E.1 - E.5 sind die Sensitivitäten der Antriebskonfigurationen dargestellt. In ihnen kann abgelesen werden, welche Parameter maßgeblichen Einfluss für die in

Kapitel 4.7 gezeigten Unsicherheiten sind. Dies kann bei der Weiterentwicklung einer Antriebskonfiguration verwendet werden, um den Fokus auf die Komponenten mit hohen Sensitivitäten zu legen.

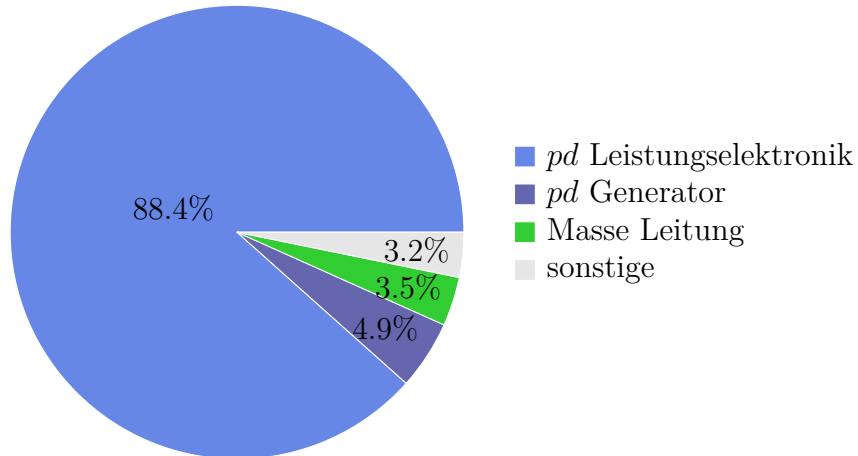


Abbildung E.1: Sensitivitäten *tu-el lg*

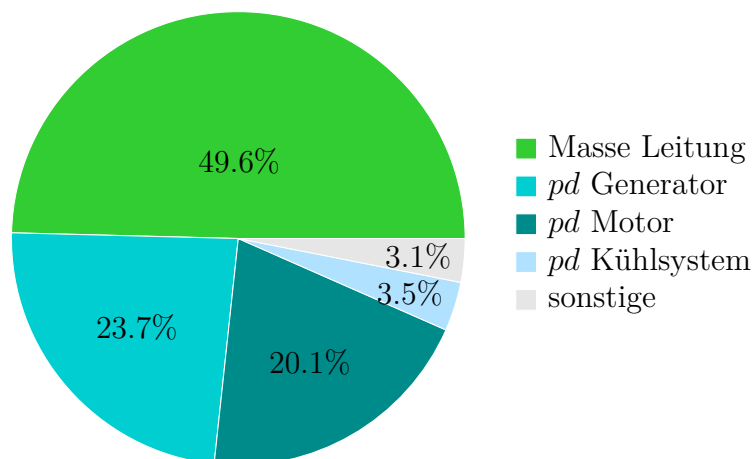
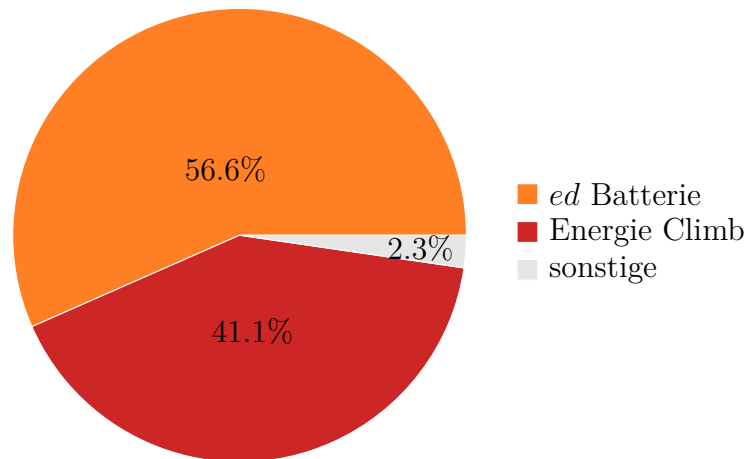
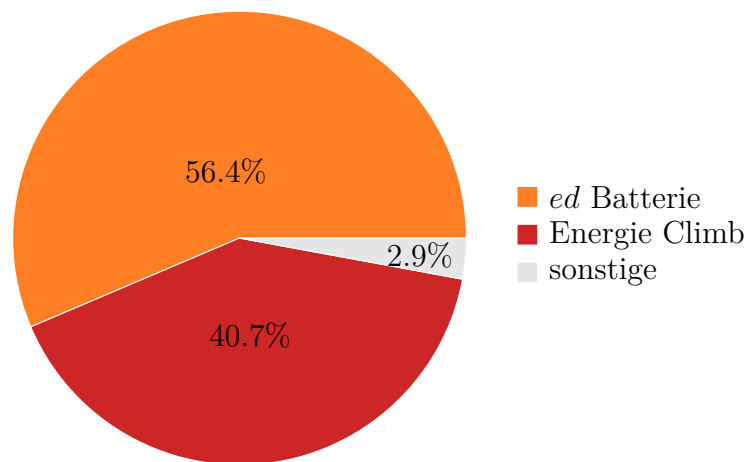
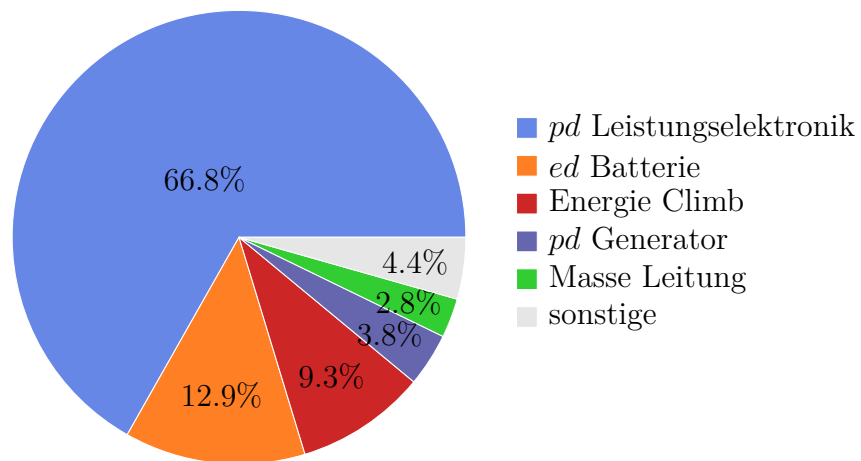


Abbildung E.2: Sensitivitäten *tu-el dir*

Abbildung E.3: Sensitivitäten *hy-el se 10*

Da die während des Climb benötigte elektrische Energie zum Zeitpunkt der Konzeptionierung noch nicht bekannt ist, wird sie bei der Analyse der Sensitivitäten für Konzepte mit Batterie zusätzlich betrachtet.

Abbildung E.4: Sensitivitäten *hy-el se 40*

Abbildung E.5: Sensitivitäten *hy-el pa*

F. Angaben zur Vergleichsmission

Tabelle F.1 gibt weitere Informationen zu den in Abbildung 5.2 benannten Segmenten der Vergleichsmission. Die Presets definieren den Charakter eines Segments durch Geschwindigkeit sowie Steig- oder Sinkraten und die Limits begrenzen es.

Tabelle F.1: Segmente der Flugmission (Segmente 1,2,4,5 nach [68])

Nr	Segment	Presets	Limit
0	Takeoff	-	-
1	Climbout	$IAS = 72 \text{ m/s}$, $ROC = 7,62 \text{ m/s}$	$Alt = 1524 \text{ m}$
2	Climb	$IAS = 108 \text{ m/s}$, $ROC = 5,08 \text{ m/s}$	$Alt = 6000 \text{ m}$
3	Cruise	$Ma = 0,45$ $Angle = 0 \text{ deg}$	$dist = 442,42 \text{ km}$
4	Descent	$IAS = 133,76 \text{ m/s}$, $ROC = -7,62 \text{ m/s}$	$Alt = 3048 \text{ m}$
5	Approach	$IAS = 102,79 \text{ m/s}$, $Angle = -3 \text{ deg}$	$Alt = 0 \text{ m}$
6	Taxi	-	-